TECHNIKA LOTNICZA

ORGAN ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

WYDAWANY Z POPARCIEM ZRZESZENIA POLSKICH PRZEMYSŁOWCÓW LOTNICZYCH

WARSZAWA KWIECIEŃ 1938 r. Nr 4

Redaktor Naczelny: Inż. JAN TUSZYŃSKI.

PRZEDPŁATA (z przesyłką): w kraju kwartalnie zł 4.50, rocznie zł 18,00. Zagranicą zł 24,00 rocznie. Cena pojedynczego numeru zł 1.50. Wpłaty należy dokonywać na konto P. K. O Nr 28.358 lub pocztowymi przekazami rozrachunkowymi wolnymi od opłat pocztowych.

Wydawca: INŻ. STANISŁAW PĘDZICH.
Redaktor odp.: ERAZM WIŚNIEWSKI.

REDAKCJA i ADMINISTRACJA: **Al. Szucha 4, m. 66, telefon 705-13, godziny przyjęć: administracja—codzienie w g. 18—20; redaktor—wtorki, czwartki i soboty 18—19.**

Zwracamy uwagę P.T. Czytelników na zmianę adresu naszego Wydawnictwa.



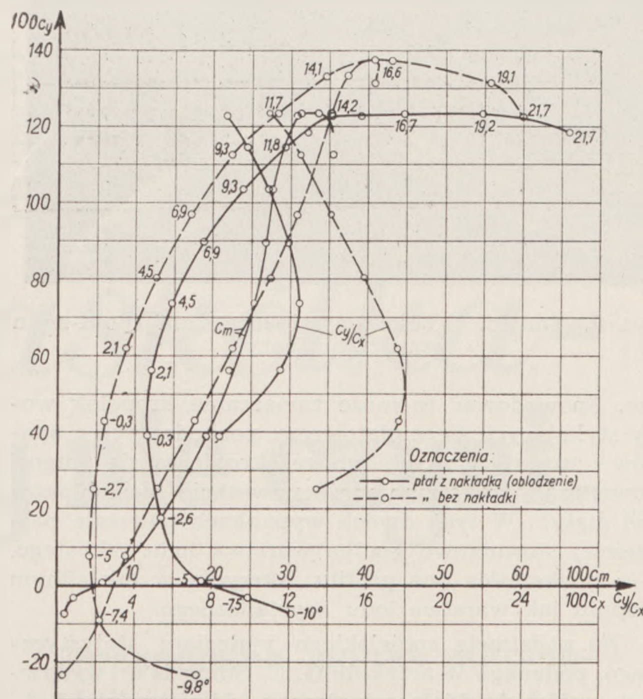
Prosimy o wpłacenie prenumeraty za kwartał bieżący

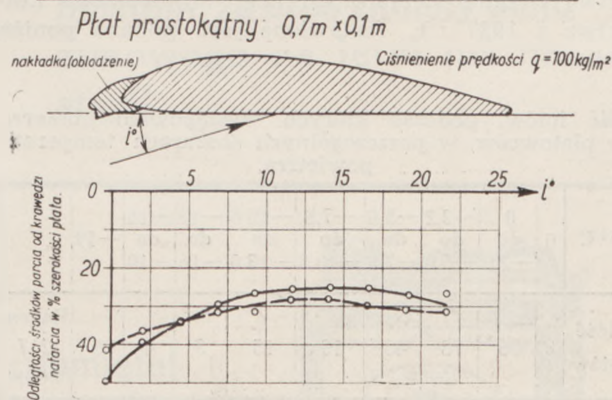
Obmarzanie płatowców w locie i laboratoryjne badania tego zjawiska*)

Inż. Leonard Łabuć

W miarę rozwoju lotnictwa coraz większą przeszkodą w eksploatowaniu płatowców, przy pewnych warunkach atmosferycznych, stało się ich obmarzanie. Przyczyny, które spowodowały gwałtowne wzmożenie się tej przeszkody, dadzą się podzielić na ogólne i techniczne. Do ogólnych należy zaliczyć konieczność odbywania przelotów niezależnie od stanu atmosfery i przebywanie coraz większych przestrzeni, w których napotyka się różnorodne warunki atmosferyczne. Do przyczyn technicznych należy zaliczyć przede wszystkim duży wzrost prędkości przelotowej oraz samą konstrukcję nowoczesnych płatowców. Ze szczegółów konstrukcyjnych wybija się na czoło wpływ stosowanych obecnie, cienkich dwuwypukłych profilów, czułych pod względem swych właściwości aerodynamicznych na zniekształcenie oraz konieczność użycia przed organami sterowymi wszelkiego rodzaju szczelin, sprzyjających w bardzo silnym stopniu obmarzaniu sterów lub lotek.

Dla zilustrowania szkodliwego wpływu obmarznięcia płata na jego właściwości aerodynamiczne, wykonane zostały w Instytucie Aerodynamicznym w Warszawie pomiary płata prostokątnego o odpowiednio zniekształconym profilu (patrz rys. 1). Należy podkreślić, że zniekształcenie badanego profilu jest identyczne, co do swoich kształtów, z warstwą lodu, otrzymaną laboratoryjnie na profilu. Opis tych laboratoryjnych badań podany jest w dalszej części tego artykułu. Z krzywych, umieszczonych na rys. 1. widać wyraźnie pogorszenie się właściwości aerodynamicznych płata po obmarznięciu, a mianowicie: poważny wzrost oporu, bardzo znaczny spadek stosunku c_y/c_x oraz pewien spadek maksymalnej wartości siły nośnej. Poza tym, z przebiegu zmiany krzywych momentów i środków parcia, przewidywać można pogorszenie się stateczności podłużnej (przesunięcie się wypadkowej siły aerodynamicznej ku przodowi na większych kątach natarcia).



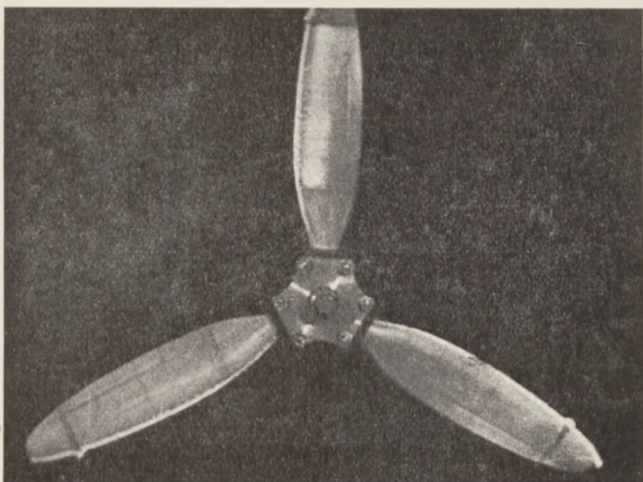


Rys. 1.

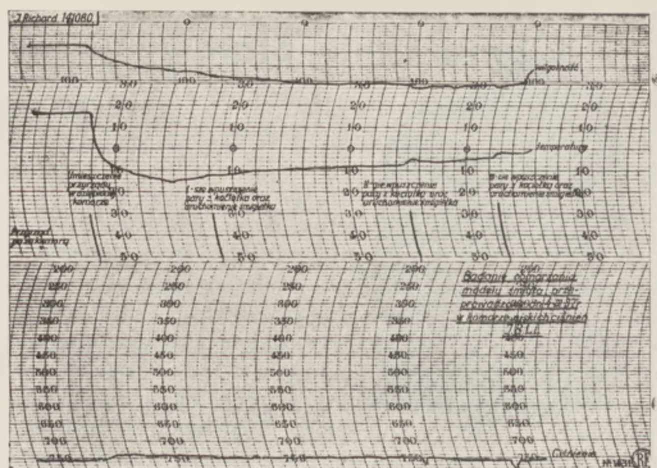
Ze szkodliwych wpływów obmarzania płatowca w locie należy jeszcze wymienić powstawanie drgań w oblodzonym płatowcu, spowodowane nierównomiernym obciążeniem skrzydeł i łopatek śmigła, jak również możliwość unieruchomienia sterów i lotek (obmarznięcie szczelin, patrz rys. 4 i 5) oraz wzrost ciężaru płatowca, co przy dość grubej warstwie lodu i jego ciężarze właściwym $\gamma = 0{,}917$ kg/dm³ może doprowadzić do stosunkowo dużej ilości kilogramów dodatkowego obciążenia. Poza tym należy zaznaczyć, że oblodzenie anteny wpływa szkodliwie na działanie aparatów radiowych, oblodzenie zaś chwytu powietrza do gaźnika oraz wszelkiego rodzaju rurek odbiorczych może spowodować wadliwe działanie silnika i przyrządów pokładowych.

Oblodzenie płatowca następuje najczęściej przy locie w mgle, obłokach, deszczu lub opadach śnieżnych. Przyczyny zjawiska można sprowadzić do trzech zasadniczych rodzajów. W powietrzu o niskiej temperaturze mogą być zawieszone kropelki przechłodzonej wody, które przy zderzeniu się z powierzchnią lecącego płatowca, zamarzają. W wypadku tym tworzy się najczęściej na płacie nierówna warstwa lodu krystalicznego, mocno sczepionego z jego powierzchnią. Taki rodzaj lodu otrzymywano stale w czasie opisanych niżej badań laboratoryjnych, przeprowadzanych przez Instytut Aerodynamiczny. W czasie opadów śnieżnych przy temperaturze powietrza wyższej od 0°C, może zachodzić zjawisko topienia się i parowania cząsteczek wody z powierzchni płatowca. Te dwa procesy wywołują obniżenie temperatury tych powierzchni, co może spowodować obmarznięcie płatowca. Wreszcie przy szybkim schodzeniu płatowca z pewnej wysokości, na której panuje niska temperatura, może się zdarzyć, że powierzchnia płatowca zachowa tę temperaturę, gdy otaczające go powietrze będzie już cieplej-

*) Wygłoszone na zebraniu odczytowym Z. P. I. L. dn. 8 kwietnia 1938 r.



Rys. 2. Śmigło z oblodzonymi łopatkami (po 1-szym wpuszczeniu pary).



Rys. 3. Wskazania meteorografu Richard'a w czasie 1-szej próby.

sze. Spowodować to może zamarzanie kropelek wody stykających się z płatowcem, pochodzących z opadów atmosferycznych lub ze skroplenia się wilgoci powietrza, w którym może nawet nie być obłoków ani mgły. W tych dwóch wypadkach powstaje najczęściej stosunkowo gładka warstwa lodu szklistego. Nie zniekształca ona profilu skrzydła w tak silnym stopniu jak warstwa lodu krystalicznego.

Na podstawie angielskiego materiału statystycznego, podanego w artykule G. C. Simpson'a (wydawnictwo Urzędu Meteorologicznego Ministerstwa Lotnictwa z 1937 r.), zestawiona jest podana poniżej tablica.

Ilość lotów, podczas których występowało obmarzanie płatowców, w poszczególnych obszarach temperatur powietrza.

t^0 C	0	0 do −2,2	−2,2 do −5,0	−5,0 do −7,8	−7,8 do −10,5	−10,5 do −13,0	−13 do −16	−16 do −19	−19	
Ilość lotów	0	56	78	43	13	15	3	4	5	Razem 217 lotów

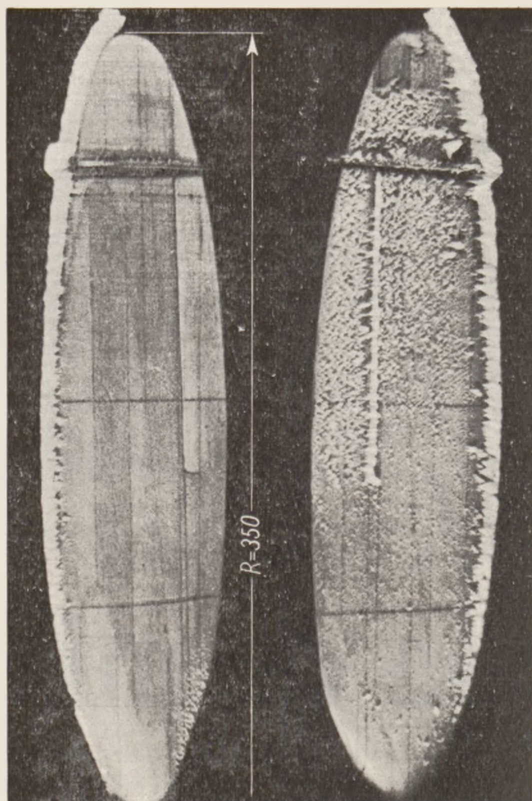
Z danych tych wynika, że najczęściej występuje obmarzanie płatowca przy temperaturze od około —2°C do około —5°C. Należy poza tym podkreślić, że intensywność oblodzenia jest proporcjonalna do prędkości lotu, ilości wody w jednostce objętości powietrza i oczywiście czasu lotu w warunkach, w których następuje oblodzenie.

W walce z obmarzaniem płatowców stosowano różne środki, które jednak dotychczas nie dały wyniku w zupełności zadawalającego. Stosowane środki techniczne można podzielić na chemiczne, termiczne i mechaniczne.

Przy mechanicznym sposobie zwalczania oblodzenia wprowadza się pod warstwę lodu ciecz (naprzykład etylo-glikol), posiadającą możliwie niską temperaturę krzepnięcia i rozpuszczającą się dobrze w wodzie. W ten sposób warstwa lodu oblepiająca skrzydło zostaje niejako podtopiona, co stwarza możliwość usunięcia tej warstwy chociażby przez działające na nią siły aerodynamiczne. Żeby móc stale zraszać taką cieczą skrzydło, pokrywa się jego krawędź natarcia porowatą taśmą, przez którą w dowolnej chwili przecisnąć można odpowiednią dawkę cieczy. Patent Dunlop'a (Flight Nr. 1493, 1937 r.) przewiduje inny sposób zraszania powierzchni płata taką specjalną cieczą. Pod powłoką skrzydła, wzdłuż jego krawędzi natarcia, ułożone są przewody metalowe, napełnione cieczą. Przewody te połączone są z zewnętrzną powierzchnią płata małymi otworkami, poza tym ułożone są w nich mniejsze rurki gumowe. Przez rozdęcie tych rurek przy pomocy sprężonego powietrza, wyciskana zostaje z przewodów na powierzchnię płata ciecz.

Dla niedopuszczania do obmarznięcia łopatek śmigła, stosuje się również płyny, posiadające niską temperaturę krzepnięcia. Ponieważ szkodliwość obmarznięcia śmigła polega przede wszystkim na pogorszeniu się jego właściwości aerodynamicznych, wpływa to ujemnie na rozporządzalny w locie ciąg śmigła i moment obrotowy, a więc na pracę silnika. Poza tym w razie oderwania się od śmigła kawałków lodu, mogą one (w wypadku umieszczenia silników w skrzydłach) kaleczyć kadłub płatowca. Dla rozprowadzenia płynu lodochronu po powierzchni śmigła, wykorzystuje się zwykle siłę odśrodkową. Płyn doprowadza się przy pomocy specjalnych przewodów do powierzchni śmigła jedynie przy jego nasadzie. W lodochronach śmigłowych systemu „Goodrich" stosuje się mieszankę, złożoną objętościowo z 85% alkoholu denaturowanego (etylowego) i 15% czystej gliceryny. Lodochrony tego systemu uzupełnione są poza tym przez specjalny kaptur, zabezpieczający piastę śmigła przed obmarzaniem, który uniemożliwia jednocześnie przedwczesne zdmuchnięcie płynu lodochronu z powierzchni nasad łopatek śmigła.

Jednym z najbardziej naturalnych sposobów usuwania lodu byłoby jego stopienie przez odpowiednie podgrzanie. Ogrzewanie całej powierzchni skrzydeł wymaga dużej ilości energii, ponieważ chłodzenie w czasie lotu jest bardzo intensywne. Na podstawie wyników badań laboratoryjnych, przeprowadzonych w Anglii (Rep. and Memor. Nr. Nr. 1163, 1326, 1481), dotyczących odprowadzania ciepła z powierzchni płata, umieszczonego w strumieniu powietrza, można określić w przybliżeniu ilość energii, potrzebnej do utrzymania pewnej temperatury po-



Wierzch Spód

Rys. 4. Łopatka śmigła po 1-szym wpuszczeniu pary.

wierzchni płata, wyższej od temperatury strumienia powietrza. Przy prędkości lotu 300 km/godz, dla utrzymania różnicy temperatur $\Delta t = 20°C$ pomiędzy powierzchnią płata, a otaczającym go powietrzem, potrzebna jest na 1 m² powierzchni nośnej płata energia równa około 8 KM. Na użytkowych kątach natarcia, jak wynika ze wspomnianych badań, około 0,7 tej energii przypada na górną powierzchnię płata, pozostałe zaś ok. 0,3 energii — na spód płata. Należy poza tym zaznaczyć, że energia ta jest proporcjonalna do różnicy temperatur i prędkości lotu, podniesionej do potęgi równej w przybliżeniu 0,8. Obciążenie mocą powierzchni nośnej nowoczesnego płatowca równa się około 20 KM/m², dla podgrzewania więc powierzchni płata do temperatury o 20°C wyższej od temperatury powietrza przy prędkości lotu 300 km/godz., potrzebne jest około $^{2}/_{5}$ mocy silników płatowca. Do ogrzewania płata można jednak użyć straconej normalnie energii cieplnej, zawartej w gazach wydechowych. Dla przybliżonego obliczenia energii cieplnej Q, którą z gorących spalin w celu ogrzania skrzydeł płatowca możemy wykorzystać, można przyjąć dla normalnego silnika lotniczego następujące dane:

Objętość gazów wydechowych $V = 3$ m³/KM. godz.

Temperatura gazów wydechowych w kolektorze $t = 400°C$.

Ciepło właściwe gazów wydechowych $c_p = 0{,}34$ kal/m³.

Przyjmując poza tym temperaturę gazów wydechowych po opuszczeniu ogrzewacza skrzydeł $t_1 = 50°C$ oraz obciążenie mocą powierzchni nośnej płatowca 20 KM/m² znajdziemy:

$$Q = \frac{1}{632} \cdot 20 \cdot V \cdot (t - t_1) \cdot c_p =$$

$$= \frac{1}{632} \cdot 20 \cdot 3 \cdot (400 - 50) \cdot 0{,}34 \cong 11 \text{ KM}.$$

na m² powierzchni nośnej płatowca.

Należy oczywiście przewidywać duże trudności konstrukcyjne przy przeprowadzeniu odpowiednich gorących przewodów w skrzydle. Z faktu jednak, że stracona normalnie energia cieplna gazów wydechowych jest większa od energii cieplnej, potrzebnej do ogrzewania skrzydeł (zapobiegającego ich obmarzaniu) wnioskować należy, że tego rodzaju lodochron byłby najbardziej celowy. Tym więcej, że dla skutecznego ogrzewania skrzydeł można ogrzewać nie całą powierzchnię płata, a jedynie te miejsca, gdzie się lód najobficiej osadza, to znaczy — krawędź natarcia. W tym wypadku jednak napotka się przypuszczalnie na zjawisko zamarzania porwanej przez prąd powietrza wody, pochodzącej ze stopienia lodu, na dalszych częściach skrzydła. Wyjaśnienie tego zjawiska i należyte jego zwalczenie może oczywiście nastąpić na podstawie odpowiednio przeprowadzonych badań w locie.

Panowie Rideau i Ducret skonstruowali lodochron termiczny, oparty jednak nie na stapianiu lodu, a jedynie na jego podtapianiu. Wykorzystali oni przy tym okoliczność, że w czasie ogrzewania powierzchni skrzydła, warstwa lodu pokrywającego skrzydło stanowi bardzo dobry izolator cieplny. Stąd stosunkowo mała ilość energii potrzebna na odlodzenie jednego m² powierzchni skrzydła, która podług projektodawców wynosi około 1 KW. Panowie Rideau i Ducret ogrzewają powierzchnię skrzydła elektrycznie, pokrywając ją przewodnikiem (opornik elektryczny), położonym na warstwie azbestu i korka. Przewodnik ten pokryty jest z kolei warstwą lakieru, w ten sposób grubość całego lodochronu wynosi 2 do 3 mm. Ciężar takiego lodochronu wraz z potrzebną do jego działania instalacją, odniesiony do 1 m² powierzchni nośnej płatowca, wynosi mniej więcej 1 kg. Usuwanie podtopionego lodu ma się odbywać, tak jak przy lodochronach chemicznych, przez siły aerodynamiczne, działające na lód, to znaczy przez zdmuchnięcie.

Do środków mechanicznych zaliczyć należy lodochron typu „Goodrich", który przez zniekształcenie powierzchni skrzydła powoduje rozłamanie się jednolitej, w zasadzie, powłoki lodowej, co ułatwia zdmuchnięcie poszczególnych kawałków lodu. Zniekształcenie powierzchni skrzydła powodowane jest przez rozdęcie, przy pomocy sprężonego powietrza, przewodów gumowych ułożonych wzdłuż jego krawędzi natarcia. Należy tu podkreślić, że przy tym sposobie nie zostają zmniejszane przez podtopienie lub rozpuszczenie lodu siły, sczepiające go z powierzchnią płatowca. Pociąga to za sobą konieczność specjalnego przebiegu procesu odlodzenia. Mianowicie przez rozdęcie przewodu gumowego, ułożonego na samej krawędzi natarcia skrzydła, rozrywa się przede wszystkim warstwę lodu w ten sposób, że strumień powietrza, opływający płat, może się dostać pomiędzy lód a powierzchnię płata, ułatwiając przez to odrywanie się warstwy lodu. Takiemu usu-

waniu lodu dopomaga się jeszcze poza tym przez następujące po tym rozdęcie przewodów gumowych, ułożonych z obu stron krawędzi natarcia płata. Ciężar takiego lodochronu wraz z potrzebną do jego działania instalacją wyraża się również cyfrą mniej-więcej 1 kg na m^2 powierzchni nośnej płatowca.

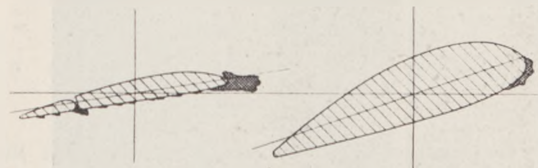
Przy omawianiu środków mechanicznych, usuwających lód z powierzchni płatowca, wspomnieć należy o sposobie, zaproponowanym niedawno przez pilota francuskich linii lotniczych pana M. Gosselin (Les Ailes, Nr. 872, 1938 r.). Sposób ten jest w swym działaniu bardzo podobny do systemu „Goodrich". Zniekształcenie powłoki gumowej, okrywającej krawędź natarcia skrzydła, nie następuje tutaj przez rozdęcie przewodów gumowych, a dzięki wysunięciu poza profil skrzydła specjalnych rolek. Rolki te proponuje projektodawca przesuwać później wzdłuż rozpiętości skrzydła.

Anglik, pan M. G. Bradshaw (Inter Avia Nr 489, 1937 r.) skonstruował lodochron mechaniczny, odbiegający co do swojej zasady działania od opisanych poprzednio. Proponuje on pokrywać krawędź natarcia płata siatką metalową, złożoną z płaskich owalnych taśm. Przez deformację tej siatki, spowodowaną przesunięciem jednych taśm względem drugich, podcinana by została u swojej nasady warstwa lodu, przylegająca do skrzydła. Samo usuwanie lodu pozostawione tu jest znowu siłom aerodynamicznym, nań działającym. Ciekawe jest, że wynalazca projektuje zastosować swój typ lodochronu na łopatkach śmigieł.

Kończąc przegląd różnych sposobów walki z obmarzaniem płatowców nadmienić należy, że reklamowane niedawno dość silnie w prasie pasty do pokrywania powierzchni płatowców w obecnym stanie nie spełniają swego zadania. Próby w locie, przeprowadzone przez Polskie Linie Lotnicze „Lot" w styczniu b. r. wykazały nieskuteczność pasty „Killfrost" jako środka zapobiegającego obmarzaniu. Nieskuteczność tej pasty stwierdzona również została podczas prób laboratoryjnych, przeprowadzonych przez Instytut Aerodynamiczny w Warszawie w sposób opisany poniżej. Obie te próby wykazały jedynie, że oderwanie lodu od powierzchni pokrytej pastą jest trochę łatwiejsze, jednak tak w locie, jak i w warunkach laboratoryjnych (obracające się śmigło), obmarzanie powierzchni pokrytych pastą jest równie intensywne jak i powierzchni czystych.

Większość stosowanych sposobów usuwania lodu z powierzchni płatowców wymaga pokrycia krawędzi natarcia skrzydła specjalnymi lodochronami, które są bardzo delikatne i dość ciężkie (lodochron z instalacją uruchamiającą), zniekształcającą przy tym, w przypadku nałożenia ich na płat, w większym lub mniejszym stopniu profil skrzydła. Największa zaś wada wszystkich znanych obecnie lodochronów polega na tym, że ostateczne usunięcie lodu pozostawione jest strumieniowi powietrza, opływającemu skrzydło, co w przypadku dość grubej lub szeroko rozciągniętej warstwy lodu może być często nieskuteczne.

W tym stanie walka z obmarzaniem płatowców w locie wymaga badań i prób nowych systemów lodochronów. Prace te najcelowiej jest prowadzić przede wszystkim laboratoryjnie. W latach 1935—36 komunikacyjne linie lotnicze zaczęły odczuwać wyraźne trudności w związku z obmarzaniem płatowców w locie. Międzynarodowe zrzeszenie I.A.T.A., skupiające prawie wszystkie linie lotnicze, zaleciło wtedy swoim członkom badanie tego zjawiska oraz notowanie wszystkich warunków i objawów, towarzyszących obmarzaniu. W związku z tym Polskie Linie Lotnicze „Lot" zwróciły się w 1936 roku do Instytutu Aerodynamicznego w Warszawie z propozycją podjęcia laboratoryjnych badań tego zjawiska, przekazując Instytutowi na ten cel pewne fundusze.

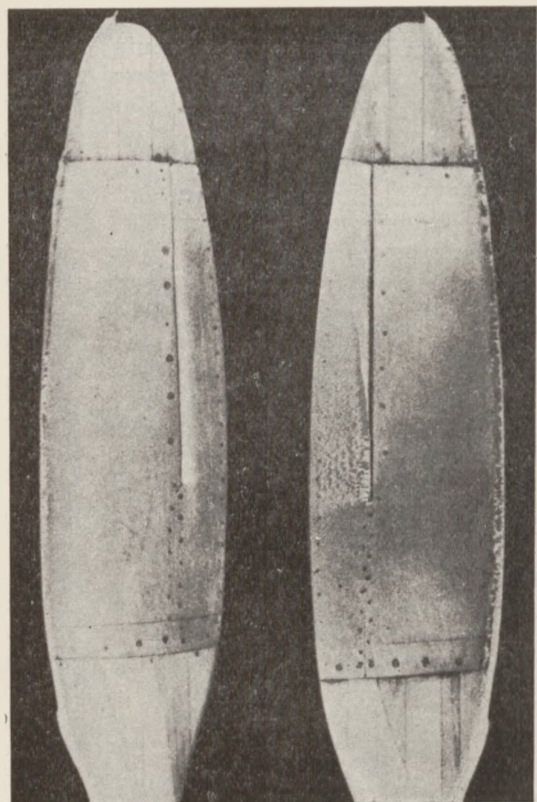


Rys. 5. Obmarznięcie śmigła (przekroje łopatek) po 1-szym wpuszczeniu pary.

Jedną z podstawowych prac, przeprowadzonych w tym kierunku przez Instytut, było stworzenie warunków, pozwalających na doświadczalne badanie zjawiska obmarzania. Ze względu na stosunkowo znaczne koszta, związane z ewentualnym wybudowaniem specjalnej instalacji tunelowej, próby obmarzania zdecydowano przeprowadzać w komorze niskich ciśnień Instytutu Badań Lekarskich Lotnictwa w Warszawie, która jest przystosowana do prowadzenia doświadczeń w niskiej temperaturze. W komorze tej uruchamiano przy pomocy elektrycznego silnika specjalnie wykonane śmigło, przy czym w czasie prób powiększano wilgotność powietrza w komorze przez wpuszczanie do niej pary wodnej z kociołka, ustawionego poza komorą. Należy zaznaczyć, że bez wpuszczania do komory pary osadzanie się lodu na łopatkach śmigła było ledwo dostrzegalne. Bezpośrednim celem takich prób jest wytworzenie i zbadanie warunków, przy których następuje obmarzanie, określenie miejsc na profilu lotniczym w których osadza się lód oraz zbadanie wpływu rodzaju materiału pokrywającego skrzydła na intensywność obmarzania.

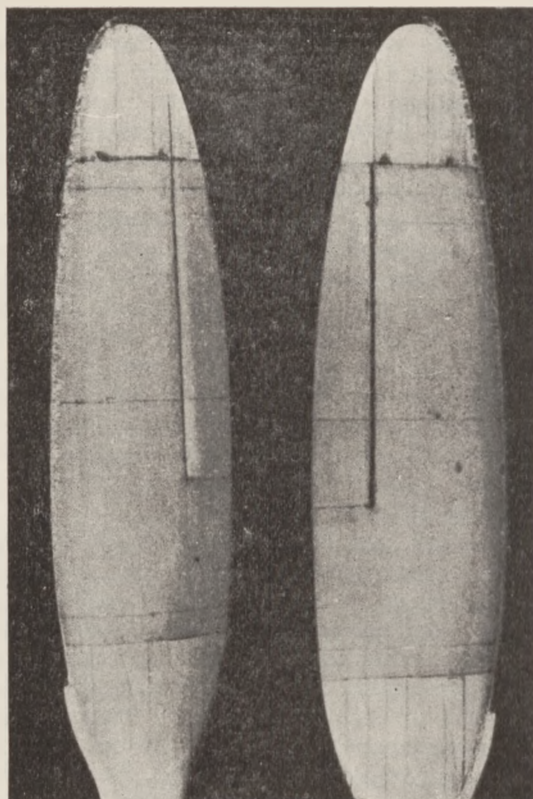
Jako przedmiotu, na którym przeprowadzano badania, użyto trójramiennego drewnianego śmigła (rys. 2), średnicy 700 mm, o pochyleniu łopatek przystosowanym do pracy w miejscu. Środkowe części dwóch łopatek tego śmigła były pokryte odpowiednio aluminiową blachą i płótnem. Poza tym każda z łopatek była przy jej końcu zaopatrzona w blaszkę ograniczającą, mającą na celu zapobieganie odrywaniu się, na skutek siły odśrodkowej, narastających warstw lodu. W wyniku doświadczeń obecność tych blaszek okazała się zbyteczna, gdyż lód utrzymywał się nawet na samych końcach łopatek śmigła (patrz podane fotografie). Dla zaobserwowania charakteru obmarzania sterów i lotek wzdłuż części rozpiętości wszystkich łopatek śmigła, wykonano szczeliny (rys. 2, 4, 5) o kształtach podobnych do szczelin stosowanych przed sterami, odciążonymi przez przesunięcie ich osi obrotu.

Próby obmarzania powtarzano trzykrotnie, przy czym przed każdą próbą wpuszczano do komory dość znaczną ilość pary tak, że tworzył się gęsty obłok. Po każdym kolejnym wpuszczeniu pary uruchamiano śmigło na 5 minut przy 1400 obr/min. W cza-



Rys. 6. (lewy) Łopatka śmigła pokryta blachą aluminiową przy stopniowym wpuszczaniu pary.

Rys. 7. (prawy) Łopatka śmigła pokryta płótnem przy stopniowym wpuszczaniu pary.

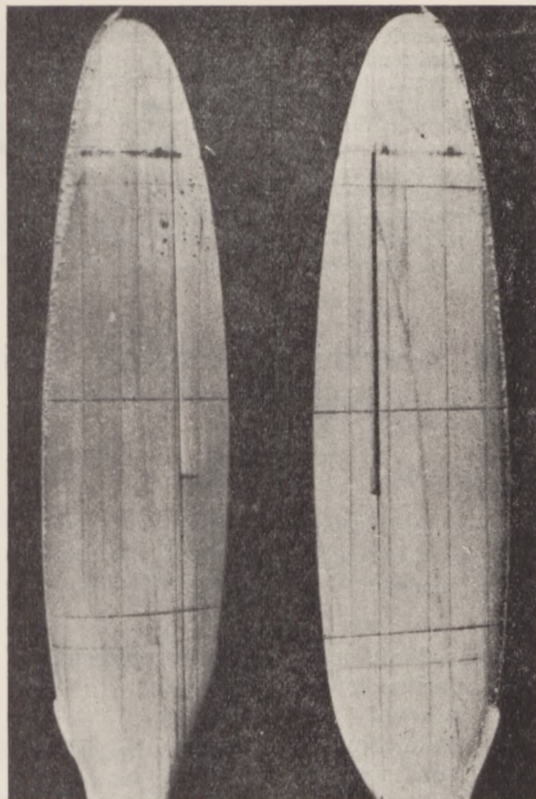


sie tych prób znajdował się w komorze tak zwany samopiszący meteorograf Richarda, notujący wilgotność, temperaturę i ciśnienie. Rys. 3 podaje fotografię zapisu tego przyrządu, z której można odczytać temperatury panujące w komorze w czasie kolejnych prób. Po pierwszym wpuszczeniu pary otrzymano na łopatkach śmigła najgrubszą warstwę lodu (rys. 4), przy ostatniej próbie ($t \cong -2^0$C) warstwa lodu była bardzo cienka i przez to słabo widoczna. Rys. 5 podaje dwa przekroje łopatki śmigła wraz z warstwą lodu, otrzymaną po pierwszej próbie. Gruby profil umieszczony jest w przekroju odległym o 132 mm, cienki zaś — o 291 mm od osi piasty śmigła. Widoczne jest na rys. 5 większe oblodzenie profilu cienkiego, a więc posiadającego większą prędkość, co ilustruje wpływ szybkości lotu na intensywność obmarzania. Z rys. 2, 4 i 5 widać wyraźnie, że lód zbiera się głównie przy krawędzi natarcia samego profilu, jak również przy krawędzi natarcia lotki, przy czym lód zbiera się w okolicy wejścia strug powietrza na profil (to znaczy w okolicy punktu, w którym panuje maksymalne ciśnienie). Poza tym należy podkreślić, że górna powierzchnia łopatek śmigła jest prawie całkowicie pozbawiona osadu lodowego. Taki obraz oblodzenia płata jest zrozumiały, gdyż osadzanie się lodu spowodowane jest zderzeniem się z powierzchnią płata kropelek przechłodzonej wody, zawieszonych w powietrzu. Zderzenie to odbywa się przede wszystkim na wejściu strug powietrza na profil, na górnej zaś powierzchni płata, dzięki panującemu tam podciśnieniu (duża prędkość opływu), nie następuje ono prawie wcale. W wyniku tych prób nie zauważono różnic w obmarznięciu łopatek śmigła w zależności od materiału, z którego były one wykonane.

Na podstawie opisanych doświadczeń nie można było jednak wyciągnąć wniosku o wpływie rodzaju materiału na obmarzanie, gdyż dzięki wpuszczeniu do komory znacznej ilości pary wodnej, oblodzenie łopatek śmigła następowało bardzo szybko. Żeby zbadać to zagadnienie wykonano nowe próby przy stopniowym wpuszczaniu pary do komory, w której było umieszczone śmigło. Po każdym wpuszczeniu pewnej, stosunkowo nieznacznej ilości pary, uruchamiano na 5 minut silnik napędzający śmigło przy 1400 obr/min, mierzono temperaturę i notowano wskazania hygrometru włosowego Lambrecht'a oraz stan obmarznięcia łopatek śmigła. Podana poniżej tablica zawiera dane, dotyczące tych pomiarów.

Kolejność prób		t^0 C	Wskazania hygrometru	Uwagi o oblodzeniu łopatek śmigła
1	Przed wpuszczeniem pary do komory	—8,8	75%	Oblodzenie prawie niewidoczne
2	Po kolejnych wpuszczeniach pewnych ilości pary wodnej do komory	—8,8	91%	Przy coraz większej ilości wilgoci w komorze, coraz wyraźniejsze oblodzenie
3		—7,1	97,5%	
4		—6,3	98%	
5		—6,8	98%	

Po skończeniu tego doświadczenia sfotografowano łopatki śmigła (patrz rys. 6, 7 i 8) oraz zdjęto rysunki obmarznięcia łopatek (patrz rys. 9). Z tych rysunków i fotografii daje się dość wyraźnie zauważyć mniejsza ilość lodu przylegająca do łopatki drewnianej i pokrytej płótnem, w odróżnieniu od ilości



Wierzch Spód

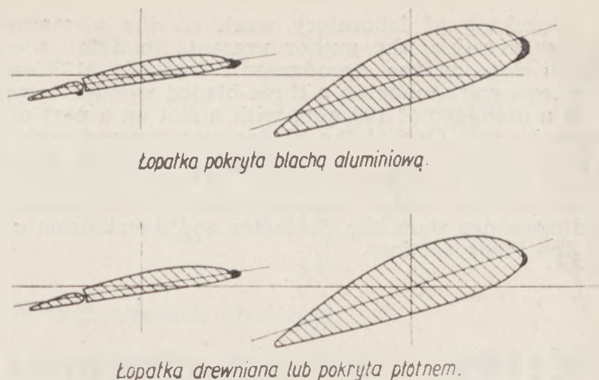
Rys. 8. Łopatka śmigła drewniana przy stopniowym wpuszczaniu pary.

lodu przylegającej do powierzchni łopatki pokrytej blachą aluminiową. Szczególnie wyraźnie występuje to na powierzchni lotki, mianowicie lotka pokryta blachą aluminiową obmarzła, powierzchnie zaś lotek drewnianej i pokrytej płótnem są pozbawione lodu.

Nie wynosząc z komory śmigła, określono przez ważenie łopatek przed i po doświadczeniu wagę lodu pokrywającego poszczególne łopatki na przestrzeni podlegającej obserwacji (to znaczy na przestrzeni, na której łopatki są pokryte płótnem lub blachą — patrz rys. 2, 6 i 7). Po pierwszej, opisanej poprzednio próbie zważono również łopatki w celu określenia wagi lodu. Okazało się, że gdy po pierwszej próbie, niezależnie od materiału, waga lodu pokrywającego każdą łopatkę na przestrzeni podlegającej obserwacji wynosiła około 2,5 g, waga lodu otrzymanego po ostatnich próbach wynosiła około 0,47 g dla łopatek drewnianej i pokrytej płótnem oraz około 1 g dla łopatki pokrytej blachą aluminiową. Pozwala to przypuszczać, że szybkość obmarzania blachy aluminiowej jest większa niż drzewa lub płótna.

Dla sprawdzenia takiego wyniku prób przeprowadzono w sposób podobny do poprzedniego doświadczenia, jeszcze próbę trzecią. Próba ta dała analogiczne wyniki, potwierdzające większą szybkość obmarzania blachy aluminiowej.

Poza podanymi wynikami doświadczeń wykonane pomiary wykazały, że w podobny sposób można przeprowadzać wstępne próby, dotyczące zbadania skuteczności nowych typów lodochronów. Opisany sposób badania obmarzania płatów jest mało kosztowny i to stanowi jego wielką zaletę. Dla systematycznych



Rys. 9. Obmarznięcie śmigła (przekroje łopatek) przy stopniowym wpuszczaniu pary.

jednak i wyczerpujących badań najwłaściwsze byłoby zbudowanie specjalnie do tych celów przystosowanej instalacji tunelowej, z wbudowanym urządzeniem chłodniczym i urządzeniem nasycającym powietrze wilgocią. Poza tym cały tunel musiał by być dobrze izolowany cieplnie, by można było utrzymać w nim niską temperaturę. Taka instalacja tunelowa zbudowana została w Instytucie Aerodynamicznym w Göttingen. Opis jej wraz z rysunkiem podany jest w Nr. 1 czasopisma „Luftwissen" z bieżącego roku. W tego rodzaju instalacji, poza zagadnieniami ściśle związanymi z obmarzaniem płatowców, można było by przeprowadzać doświadczenia, dotyczące szeregu zjawisk meteorologicznych oraz przewodnictwa ciepła, jak również badania, związane z zachowaniem się przyrządów pokładowych w warunkach niskiej temperatury i dużej wilgotności powietrza.

W artykule tym całkowicie pominięte zostało omówienie znaczenia posiadania dokładnych danych meteorologicznych z trasy przelotu, co umożliwia ominięcie obszarów, w których następuje obmarzanie. Z pośród zagadnień meteorologicznych na czoło wysuwa się dokładne sprecyzowanie warunków meteorologicznych, przy których może następować oblodzenie płatowca oraz zbudowanie przyrządu, ostrzegającego pilota o zbliżaniu się do strefy, w której zachodzi możliwość obmarzania.

Zadowalające rozwiązanie tych dwóch zagadnień, przy równoczesnym zaopatrzeniu płatowców w skuteczne lodochrony, pozwoli opanować całkowicie trudności, związane z obmarzaniem płatowców w locie.

The Formation of Ice on Aircraft in Flight, and Laboratory Research of this Phenomenon

Summary

The paper deals with the causes of ice formation on aircraft in flight. The damage caused by ice accretion and the physical causes of it are explained. The technical methods of fighting against ice formation in flight are of three kinds, viz.: chemical, thermical and mechanical. A rough calculaion shows that the heat of engine exhaust available on a modern aeroplane exceeds the amount which would be needed for heating the wing surface so as to protect it against ice formation. At the end of this chapter, the author draws the attention to the weak point common to all protection devices against ice formation as known to day, which is that the ice must finally be taken away by the air flowing round the wing. This may prove inefficient in the case of a thick or widely spread ice layer.

Speaking of laboratory work on the phenomenon of ice accretion, the author presents in detail the research done at the Aerodynamic Institute at Warsaw. The tests were made on a three-bladed wooden airscrew with a diameter of 700 mm, with a slot on a part of the blade length. One of the blades was covered with aluminium sheet, another one with cloth. As a result of the tests a greater velocity of ice formation was found on the metal covered blade. The photographs and drawings show the character and distribution of ice on the blade sections.

For systematic and thorough research it is considered as a necessity to build a wind tunnel installation especially designed for this work, which would allow for measurements of heat conduction and reconstitution of various meteorological phenomena. The author insists, in order to meet successfully the dangers of ice formation, on the necessity of working out an apparatus which would warn the pilot when approaching a zone where ice formation is likely to occur. The summary of the discussion which followed the lecture is to be found on page 129 of the present issue.

Kilka uwag na temat wzorów na prędkości lotu nurkowego samolotu*)

Inż. Zbigniew Leliwa Krzywobłocki

Wstęp

Poniższe uwagi na temat wzorów na prędkości lotu nurkowego samolotu odnoszą się do klasycznego tzn. pionowego lotu nurkowego ($c_y = 0$). W tekście podaję wzory na prędkość graniczną nieograniczoną, na maksymalną prędkość w locie nurkowym, wyprowadzam przybliżone, proste wzory na tę ostatnią przy uwzględnieniu i bez uwzględnienia prędkości początkowej lotu nurkowego itd. itd. Dalej omawiam wzory na dopuszczalną prędkość nurkowania według wymagań polskich i przepisów niemieckich i w końcu wysuwam projekt uzależnienia dopuszczalnej prędkości nurkowania od liczby, zwanej „zdolnością nurkowania samolotu", zależnej tylko od tych cech samolotu, które mają wpływ na wielkość prędkości w locie nurkowym.

Zaznaczam, że poniższe uwagi nie mają na celu krytyki istniejących wymogów i przepisów, odnośnie prędkości dopuszczalnej lotu nurkowego, lecz należy je traktować tylko jako materiał dyskusyjny.

1. Prędkość graniczna nieograniczona

Zakładam, że skrzydła samolotu są idealnie sztywne tzn., że w locie nurkowym kąt skręcenia skrzydła równa się zeru i skutkiem tego współczynniki aerodynamiczne nie ulegają żadnym zmianom.

Zakładam dalej lot nurkowy samolotu idealnie pionowy tzn. przy $c_y = 0$. Wszystkie poniższe uwagi odnoszą się właśnie do takiego wypadku lotu nurkowego, choć wypadek ten rzadko zachodzi w praktyce. Wprawdzie — dalej — przepisy wytrzymałościowe i oparte na nich wymagania [1][1]) nie dla wszystkich samolotów stawiają żądanie możliwości pionowego lotu nurkowego a tylko dla niektórych, jednakże przyjmuję ten wypadek dla wszystkich samolotów w celu uzyskania pewnego ogólnego kryterium odnośnie prędkości w locie nurkowym. Jak wiadomo, dla każdej wysokości samolotu można określić taką prędkość, przy której przyśpieszenie jest równe zeru. Prędkość ta, zwana „prędkością graniczną" lub „prędkością graniczną nieograniczoną", da się obliczyć z wzoru:

$$w = \sqrt{\frac{2}{c_x \sigma} \frac{G}{F}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (1)$$

gdzie:

w — prędkość graniczna nieograniczona,
σ — zmienna gęstość powietrza,
G — całkowity ciężar samolotu,
F — powierzchnia odniesienia tj. powierzchnia nośna skrzydeł,
c_x — całkowity opór samolotu w locie pionowym

W warunkach przy ziemi, gdy gęstość powietrza przy ziemi oznaczymy przez σ_0, wzór na „prędkość graniczną nieograniczoną przy ziemi" przybierze postać:

$$w_0 = \sqrt{\frac{2}{c_x \sigma_0} \frac{G}{F}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (2)$$

Współczynnik c_x całkowitego oporu samolotu musi uwzględniać opór śmigieł dla luźnego biegu zdławionych silników. Możemy zatem zgrubsza napisać:

$$c_x = c_{xo} + c_s \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3)$$

gdzie:

c_{xo} — wspóczynnik oporu całego płatowca bez oporu śmigieł przy $c_y = 0$,
c_s — aerodynamiczny opór śmigieł w czasie obrotów silnika w obecności płatowca.

Wzór (2) przybierze więc postać:

$$w_0 = \sqrt{\frac{2}{c_{xo} + c_s} \frac{G}{F \sigma_0}} \quad . \quad . \quad . \quad (2a)$$

We wzorze tym nie uwzględniamy momentu oporów silnika czyli momentu hamującego; zakładamy więc, że admisja silnika wystarcza do zrównoważenia momentu hamującego. Śmigło dostarcza zatem tylko oporu aerodynamicznego. Jasną jest rzeczą, że wielkość współczynnika c_s zależy od wielu czynników: prędkości lotu, która jest przecież zmienną, charakterystyki śmigła, wielkości jego itp. Różne prace podają rozmaite wzory—dokładne lub przybliżone—na wielkość tego współczynnika [1], [3]. Atoli nie popełnimy dużego błędu, gdy dla celów porównawczych przyjmiemy tę wartość za stałą do obliczeń.

Trudno bardzo jest podać granice, w jakich ta wartość będzie się wahała, z powodu braku odnośnych danych w literaturze. Neumark [3] podaje wzo-

---

*) Wygłoszone na zebraniu odczytowym Z.P.I.L. dn. 11 lutego 1938 r.

[1]) Cyfry w graniastych nawiasach odnoszą się do spisu literatury, podanego na końcu niniejszego artykułu.

ry na obliczenie tej wielkości, o ile się zna charakterystykę śmigła. Na podstawie przykładów, tamże podanych, tudzież na podstawie pewnych wzmianek Fuchsa [4] można przyjąć, że wielkość c_s będzie zawarta w granicach:

$$c_s = \sim 0{\cdot}015 \div 0{\cdot}02 \div 0{\cdot}025$$

Podobny wzór do (2a) otrzymamy dla prędkości granicznej nieograniczonej na pewnej wysokości:.

$$w = \sqrt{\frac{2}{c_{xo} + c_s} \frac{G}{F\sigma}} \quad \ldots \quad (1a)$$

Z porównania (1a) i (2a) mamy:

$$w = w_0 \sqrt{\frac{\sigma_0}{\sigma}} \quad \ldots \quad (4)$$

Wzór (4) wskazuje, że prędkość gran. nieogr. rośnie z wysokością. Rozkład gęstości powietrza wyrazimy według atmosfery wzorcowej wzorem [2]:

$$\frac{\sigma}{\sigma_0} = \left(\frac{288 - 0{\cdot}0065x}{288}\right)^{4{\cdot}255} \quad \ldots \quad (5)$$

gdzie:

x — wysokość zmienna, liczona od powierzchni ziemi w górę.

Według tego wzoru:

x m	500	1000	1500	2000	2500	3000
$\frac{\sigma}{\sigma_0}$	0·9526	0·9074	0·8637	0·8215	0·7810	0·7420

W tablicy końcowej podałem obliczone wartości w_0 dla kilku samolotów przy przyjęciu pewnej wartości na c_s. Nie podałem nazw tych samolotów tylko ich przynależność do kategorii ze względu na to, że podanie nazw zupełnie dla naszych rozważań nie jest potrzebne. Podane prędkości w locie poziomym są wynikami prób w locie.

2. Największa prędkość w locie nurkowym

Zastanówmy się z kolei nad takim zagadnieniem: Samolot nurkuje z pewnej wysokości h z pewną prędkością początkową v_h. W pierwszym stadium lotu samolot doznaje przyśpieszenia czyli rozpędza się. W pewnej chwili osiąga on prędkość maksymalną. Będzie to wtedy, gdy przyspieszenie będzie równe zeru. Począwszy od tej chwili samolot dozna opóźnienia — będzie hamowany — skutkiem zwiększania się gęstości powietrza a więc i oporu aerodynamicznego w miarę zbliżania się do ziemi. Maksymalna prędkość lotu będzie zależała od wysokości, na której samolot ją osiągnie tzn. od gęstości powietrza na tej wysokości, i będzie się równała prędkości granicznej nieograniczonej w na tej wysokości. Należy zaznaczyć, że prędkość początkowa v_h może się w szczególnym przypadku równać zeru. Pytamy się o wielkość tej maksymalnej prędkości. Otóż wzory na tę prędkość przy pewnych założeniach podaje Neumark [2]; oznaczmy ją przez v_{max}. Dla prędkości początczątkowej v_h:

$$v^2_{max\,h} = \frac{2g(H_1 + h)}{k^{\frac{k}{k-1}}} \cdot \frac{1}{\left[1 - \frac{(k-1)v_h^2}{2g(H_1+h)}\right]^{\frac{1}{k-1}}} \quad \ldots (6)$$

Dla prędkości początkowej równej zeru:

$$v^2_{max} = \frac{2g(H_1 + h)}{k^{\frac{k}{k-1}}} \quad \ldots \quad (7)$$

W tych wzorach oznaczają:

h — wysokość, z której samolot zaczyna pionowo nurkować,

H_1 — wielkość, zależna od wysokości h; podaję wartości:

h m	1000	2000	3000	4500	6000
H_1 m	10000	9500	9000	8500	8000

k — wielkość bezwymiarowa, obliczona z wzoru:

$$k = \frac{2gH_1}{w_0^2} \quad \ldots \quad (8)$$

W tablicy końcowej podałem wartości v_{max} przy $v_h = 0$ dla kilku samolotów, przyjmując dla nich stałą wysokość $h = 3000$ m w celach porównawczych.

Wysokość, na której samolot osiągnie maksymalną prędkość, można również obliczyć z wzorów, podanych przez Neumarka. Wzory te wyglądają:

dla prędkości początkowej $v_h \neq 0$:

$$\left(\frac{H_1 + \xi}{H_1 + h}\right)^{k-1} = \frac{1}{k\left[1 - \frac{(k-1)v_h^2}{2g(H_1+h)}\right]} \quad \ldots \quad (8a)$$

dla prędkości początkowej $v_h = 0$:

$$\xi = (H_1 + h)\,k^{-\frac{1}{k-1}} - H_1 \quad \ldots \quad (8b)$$

We wzorach tych:

ξ — wysokość w m, na której samolot osiąga prędkość maksymalną, licząc od powierzchni ziemi.

W tablicy końcowej podałem te wysokości według (8 b) dla kilku samolotów.

3. Przybliżona ocena rozpędzania się samolotu w locie nurkowym

Zachowanie się samolotu w locie nurkowym można określić 4-ma wielkościami: 1. maksymalną prędkością lotu nurkowego; 2. czasem, po którym samolot osiąga tę maksymalną prędkość, licząc od chwili rozpoczęcia lotu nurkowego; 3. wysokością, po przeleceniu której samolot osiąga prędkość maksymalną; 4. łatwością rozpędzania się samolotu w lot nurkowy. Z pośród tych 4-ch wielkości pierwszą i trzecią już omówiłem. Czas i wysokość są mniej ważne tak dla konstruktora jak i dla pilota, który przecież zwykle orientuje się w locie nurkowym podług prędkościomierza. Natomiast charakterystyczną będzie ocena,

czy samolot łatwo czy też trudno rozpędza się w locie nurkowym, szczególnie w pierwszej chwili rozpoczęcia lotu nurkowego, gdy przyspieszenie, działające na samolot, jest — jak to zwykle bywa — największe. Poniżej podam bardzo przybliżony sposób oceny „łatwości rozpędzenia się" samolotu w locie nurkowym.

Przyjmuję, że początkowa prędkość lotu nurkowego jest mniejszą od maksymalnej prędkości lotu nurkowego. Pod tym tylko założeniem samolot w pierwszym stadium lotu nurkowego doznaje przyspieszenia, czyli rozpędza się. Przyjmując, jak to już wyżej zaznaczyłem, że ciąg śmigła równa się zeru i że admisja silnika wystarcza tylko do pokonania jego oporów mechanicznych, widzimy, że przyspieszenia może dostarczyć sam ciężar samolotu. Równanie ruchu nurkującego samolotu będzie się przedstawiać:

$$\frac{G}{g} p = G - P_x \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (9)$$

gdzie:

p — przyśpieszenie samolotu, skierowane wdół,
P_x — opór powietrza.

$$P_x = \frac{\sigma}{2} F c_x v^2 \quad . \; . \; . \; . \quad (10)$$

v — zmienna prędkość lotu nurkowego.

Wzór (9) możemy napisać w postaci:

$$p = g \left(1 - \frac{F}{G} c_x \frac{\sigma}{2} v^2\right) \quad . \; . \; . \; . \quad (11)$$

Biorąc pod uwagę wzór (1) i zakładając stałą gęstość powietrza na wysokościach od prędkości v do prędkości w, możemy wzór (11) przedstawić:

$$p = g \left(1 - \frac{v^2}{w^2}\right) \quad . \; . \; . \; . \quad (12)$$

W pierwszej chwili lotu nurkowego, gdy prędkość lotu nurkowego wynosi v_h, wielkość przyśpieszenia będzie:

$$p_0 = g \left(1 - \frac{v_h^2}{w^2}\right) \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (13)$$

Dla prędkości początkowej równej zeru:

$$p_0 = g \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (14)$$

W miarę nabierania prędkości przez samolot przyspieszenie maleje i dla prędkości w wynosi ono zero. Otóż, aby obliczyć przyspieszenie w pierwszej chwili pionowego lotu nurkowego, należałoby znać prędkość v_h która przecież w dużej mierze zależy od woli pilota. W celu jednakże stworzenia jakiegoś kryterium, jednolitego dla wszystkich samolotów, wprowadzimy pewne uproszczenia. Przyjmujemy mianowicie, że przed wejściem w lot nurkowy samolot leci poziomo, lotem jednostajnym, na kącie natarcia, odpowiadającym największej doskonałości całego samolotu. Dlatego obieram ten kąt, że charakteryzuje on w pewnej mierze profil danego samolotu, i w ogóle własności aerodynamiczne samolotu. Następnie przyjmuję pewnego rodzaju „idealne wejście w lot nurkowy". Samolot w czasie nieskończenie krótkim obraca się około osi poprzecznej do położenia, odpowiadającego $c_y = 0$ i zaczyna lot nurkowy z niezmienioną prędkością lotu. Nie biorę pod uwagę w tym przypadku żadnych sił ani przyspieszeń, których samolot musi doznać, aby zmienić swoje położenie i utrzymać swoją pierwotną prędkość. W myśl tych uproszczeń będziemy mieli:

$$v_h^2 = v_0^2 = \frac{2}{c_{y1} \sigma} \frac{G}{F} \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (15)$$

Podstawiając (1) i (15) w (13), mamy:

$$p_0 = \left(\frac{dv}{dt}\right)_0 = g \left(\frac{c_x}{c_{y1}}\right) \quad . \; . \; . \; . \quad (16)$$

W powyższych wzorach oznaczają:

v_0 — prędkość lotu poziomego na kącie natarcia, odpowiadającym największej doskonałości samolotu,

c_{y1} — współczynnik aerodynamiczny wyporu samolotu dla kąta natarcia największej doskonałości.

Łatwość rozpędzania się samolotu w locie nurkowym będzie właśnie scharakteryzowana wielkością przyspieszenia, jakiego samolot doznaje w pierwszej chwili lotu nurkowego. Wielkość tego przyspieszenia pod uczynionymi założeniami określa wzór (16). Zależy ona tylko od wyrażenia:

$$\frac{c_{y1}}{c_x} = r \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (17)$$

które możnaby nazwać „zdolnością rozpędzania się samolotu w locie nurkowym". Im liczba r jest większą, tym — zgrubsza biorąc — dany samolot łatwiej rozpędza się w locie nurkowym.

W tablicy końcowej podaliśmy wielkość tej liczby dla kilku samolotów.

4. Prędkość początkowa lotu nurkowego

Jasną jest rzeczą, że prędkość początkowa lotu nurkowego zależy w dużej mierze od woli pilota. Jednakże eliminując ten wpływ, przy pewnych uproszczeniach i założeniach można podać pewien ogólny wzór na prędkość początkową nurkowania, co też niżej przeprowadzimy (rys. 1).

Przyjmuję, że przed wprowadzeniem w lot nurkowy samolot leci poziomo na maksymalnej prędkości. Następnie pilot, redukując gaz, wprowadza samolot w lot nurkowy. Krzywą, po której samolot porusza się, niech będzie łuk paraboli. W punkcie B wprawdzie styczna do paraboli nie jest pionową, jednakże z dużym przybliżeniem można przyjąć, że od tego punktu lot samolotu staje się pionowym. Zadaniem moim jest obliczenie prędkości v_h przy założeniu, że ciąg śmigła równa się zeru. Przyjmujemy układ współrzędnych jak na rys. 1. W dowolnym punkcie toru C równanie ruchu w kierunku stycznej będzie się przedstawiało:

$$\frac{G}{g} \frac{dv}{dt} = G \sin \alpha - c_{xz} \frac{\sigma}{2} F v^2 \quad . \; . \quad (18)$$

gdzie:

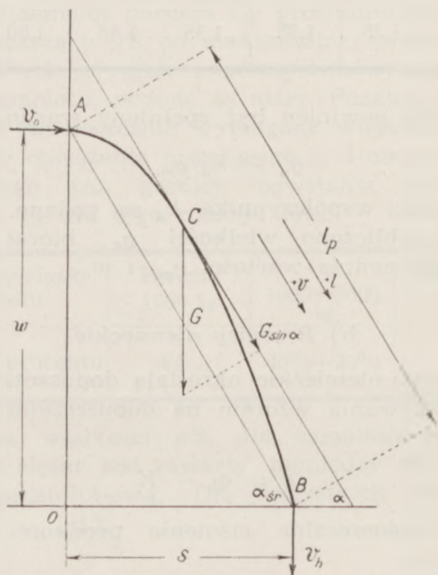
c_{xz} — zmienny współczynnik oporu samolotu,
v — zmienna prędkość lotu po torze.

Możemy napisać według oznaczeń na rys. 1, uważając, że dodatni kierunek łuku paraboli „l" jest skierowany jak na rysunku:

$$v = \frac{dl}{dt} \quad \ldots\ldots \quad (19)$$

Dalej:

$$\frac{dv}{dt} = \frac{dl}{dt}\frac{dv}{dl} = v\frac{dv}{dl} = \frac{1}{2}\frac{d(v^2)}{dl} \quad \ldots \quad (20)$$



Rys. 1. Wejście w lot nurkowy.

Na podstawie zdań pilotów można przyjąć, że — średnio biorąc — wielkość h wynosi przeciętnie około 100 m a wielkość s około 60 m. Przyjmuję te wielkości do moich dalszych obliczeń. Kąt α zmienia się w czasie wchodzenia w lot nurkowy od $\alpha = 0$ do $\alpha = 90^0$. Nie popełnimy dużego błędu, gdy przyjmiemy za kąt α pewną wartość stałą, pośrednią.

Przyjmuję:

$$\sin\alpha_{śr.} = \frac{AO}{AB} = \frac{AO}{\sqrt{w^2+s^2}} = 0{,}856 \quad . \quad (21)$$

Współczynnik c_{xz} zmienia się w granicach od $(c_{xp} + c_s)$ do $(c_{xo} + c_s)$, gdzie c_{xp} oznacza współczynnik oporu płatowca (bez śmigła) na kącie natarcia maksymalnej prędkości.

Trudno jest podać jakąś funkcję, według której zmienia się wartość c_{xz}, gdyż to zależy od profilu i jego własności. Jednakże znowu nie popełnimy dużego błędu, gdy za c_{xz} przyjmiemy pewną stałą wartość, pośrednią pomiędzy $(c_{xp} + c_s)$ a $(c_{xo} + c_s)$. W tablicy podałem stosunek wielkości $(c_{x_E} + c_s)$: $(c_{xo} + c_s)$. Otóż stosunek $(c_{xp} + c_s) : (c_{xo} + c_s)$ będzie zwykle trochę mniejszy od podanego w tablicy, gdyż na ogół lot na maksymalnej prędkości odbywa się przy kątach natarcia mniejszych od kąta natarcia, odpowiadającego największej doskonałości.

Przyjmiemy zatem za c_{xz} pewną średnią, stałą wartość:

$$c_{xz} = 1{,}2\,(c_{xo} + c_s) \quad \ldots \quad (22)$$

Gęstość powietrza σ przyjmuję dla 3000 m, ponieważ założyliśmy, że nurkowanie zaczyna się na tej wysokości. Na całej wysokości w uważamy gęstość powietrza za stałą. Podstawiając (1a), (4), (20), (21) i (22) w (18) otrzymamy po uporządkowaniu:

$$\frac{d(v^2)}{dl} + 2{,}4\,g\,\frac{v^2}{w_0^2}\,\frac{\sigma}{\sigma_0} - 2\,g\sin\alpha_{śr.} = 0 \quad . \; . \quad (23)$$

$$\frac{d(v^2)}{dl} + 17{,}47\,\frac{v^2}{w_0^2} - 16{,}8 = 0 \quad . \; . \quad (23a)$$

Jest to równanie różniczkowe liniowe pierwszego rzędu względem (v^2) ze stałym współczynnikiem przy (v^2). Możemy je przedstawić w postaci:

$$\frac{d(v^2)}{dl} + a\,v^2 - b = 0 \quad \ldots \quad (23b)$$

Całkę ogólną tego równania przedstawimy:

$$v^2 = e^{-\int_0^{l_p} a\,dl}\left[C + \int_0^{l_p} b\,e^{\int_0^{l_p} a\,dl}\,dl\right] \quad . \; . \quad (24)$$

Z warunku, że dla $l=0$, jest $v = v_{p\,3000}$ mamy:

$$C = v^2_{p\,3000} \quad \ldots\ldots \quad (25)$$

Przy całkowaniu w granicach od 0 do l_p otrzymujemy szukaną prędkość początkową lotu nurkowego:

$$v_h^2 = e^{-a\,l_p}\left[v^2_{p\,3000} + b\int_0^{l_p} e^{a\,l_p}\,dl\right] \quad . \; . \quad (26)$$

$$v_h^2 = e^{-a\,l_p}\left[v^2_{p\,3000} + \frac{b}{a}\left(e^{a\,l_p} - 1\right)\right] \quad . \; . \quad (27)$$

Po podstawieniu odpowiednich wartości za a i b:

$$v_h^2 = \frac{16{,}8}{17{,}47}\,w_0^2 + \left(v^2_{p\,3000} - \frac{16{,}8}{17{,}47}\,w_0^2\right)e^{\frac{-17{,}47}{w_0^2}l_p} \quad . \; . \quad (28)$$

Długość łuku paraboli l_p obliczamy według wzoru:

$$l_p = \frac{1}{2}\sqrt{s^2 + 4\,w^2} + \frac{s^2}{4\,w}\ln\left(\frac{2\,w}{s} + \frac{1}{s}\sqrt{s^2 + 4\,w^2}\right) \quad (29)$$

Po podstawieniu odpowiednich danych:

$$l_p = \sim 123 \text{ m} \quad \ldots\ldots \quad (30).$$

Podstawiając tę wartość w równanie (28) otrzymamy ostatecznie:

$$v_h^2 = 0{,}962\,w_0^2 + (v^2_{p\,3000} - 0{,}962\,w_0^2)\,e^{\frac{-2150}{w_0^2}} \quad . \; . \quad (31)$$

W tabeli końcowej podałem wielkości v_h dla kilku samolotów, obliczone tym wzorem. Również podałem tam wielkości $v_{max.h}$ obliczone wzorem (6), po podstawieniu odpowiedniej wartości za v_h.

5. Przybliżone wzory na prędkość w locie nurkowym

Bierzemy pod uwagę wzór (7). Oznaczam:

$$\frac{k}{k-1} = A \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (32)$$

Z tabeli widać, że wartości tej liczby dla poszczególnych samolotów różnią się niewiele pomiędzy sobą. Możemy zatem przyjąć dla tej liczby pewną wartość średnią:

$$A = 1{,}07 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (33)$$

Po podstawieniu (18a) i (8) w (7) mamy:

$$v^2_{max} = w_0^{2,14} \frac{2\,g\,(H_1 + h)}{(2\,g\,H_1)^{1,07}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (34)$$

Przyjmując h=3000 m i H_1=9000 m, otrzymujemy bardzo wygodny, przybliżony wzór na maksymalną prędkość w locie nurkowym przy spadku z wysokości 3000 m.

$$v^2_{max} = 0{,}573\; w_0^{2,14} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (35)$$

W tabeli końcowej podałem wielkości v_{max} obliczone tym wzorem. Jak widać, różnice w porównaniu z wzorem dokładnym (7) są nieznaczne.

Dla profili „szybkich" tzn. bardziej dwuwypukłych, jak np. dla samolotu Nr porządkowy 7., należy przyjąć stały współczynnik trochę mniejszy. Dla samolotu Nr porządkowy 7 przyjęto:

$$v^2_{max} = 0{,}510\; w_0^{2,14} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (36)$$

Podobnie można podać tego rodzaju przybliżone wzory i na inne prędkości. W tabeli mamy podany stosunek $v_h : v_{p\,3000}$; jak widać, można w pierwszym przybliżeniu przyjąć na v_h wartość:

$$v_h = 1{,}35\; v_{p\,3000} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (37)$$

W końcu po uwzględnieniu równania (7) możemy równanie (6) przedstawić w postaci:

$$v_{max\,h} = C\, v_{max} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (38)$$

gdzie C przedstawia wartość pierwiastka z ułamka, mającego jedność w liczniku. Wielkość C jest obliczona w tablicy. Jak widać, możemy napisać:

$$C = \sim 1{,}011 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (39)$$

$$v_{max\,h} = 1{,}011\; v_{max} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (40)$$

Wstawiając (35) i (36) w (40) mamy:

$$v^2_{max\,h} = 0{,}585\; w_0^{2,14} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (41)$$

Dla profili „szybkich":

$$v^2_{max\,h} = 0{,}521\; w_0^{2,14} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (42)$$

6. Prędkość graniczna nieograniczona (Dopuszczalna prędkość nurkowania)

Jak wiadomo, ze względów wytrzymałościowych ogranicza się prędkość nurkowania. Poniżej podamy wzory na dopuszczalną prędkość nurkowania według przepisów polskich [1] i niemieckich [6].

a) Przepisy polskie.

$$v_n = v_{max} + k_n\,(v_{gr} - v_{max}) \quad . \quad . \quad . \quad (43)$$

v_n — dopuszczalna prędkość nurkowania,
v_{max} — maksymalna prędkość pozioma na optymalnej dla pracy silnika wysokości,
v_{gr} — prędkość graniczna nieograniczona,
k_n — współczynnik; jego wielkości [1]:

Kategoria samolotu	Transportowe	Komunikacyjne	Sanitarne	Turystyczne	Szkolne	Akrobacyjne
k_n	0,35	0,45	0,45	0,50	0,60	1,00
k_d	1,25	1,35	1,35	1,45	1,50	1,60

Ponadto powinien być spełniony warunek:

$$v_n \geq k_d\, v_{max} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (43a)$$

Wielkości współczynnika k_d są podane. W tabeli końcowej obliczono wielkości v_n, biorąc za v_{max} i v_{gr} odpowiednio wartości v_{po} i w_0.

b) Przepisy niemieckie.

Przepisy niemieckie określają dopuszczalną prędkość nurkowania wzorem na dopuszczalne ciśnienie prędkości:

$$q = q_h + K \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (44)$$

q — dopuszczalne ciśnienie prędkości w locie nurkowym,
q_h — ciśnienie maksymalnej prędkości poziomej przy ziemi,
K — stała, zależna od kategorii samolotu.

Równocześnie musi być spełniony warunek:

$$q \geq 2{,}25\; q_h \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (45)$$

Również, gdy prędkość z wzoru (44) wypadnie większa od prędkości granicznej nieograniczonej przy ziemi, należy przyjąć do obliczeń tę ostatnia.

Przepisy niemieckie podają wartość spółczynnika K dla poszczególnych „grup" (Beanspruchungsgruppe), nie podając jednakże, do jakiej grupy należy zaliczać poszczególne kategorie samolotów. Zatem my w tym podziale oprzemy się na przepisach polskich, stopniując wielkość K w podobny sposób.

Grupa (Beanspruchungsgruppe)	2			3	4
Kategoria samolotu	Transportowe	Komunikacyjne	Sanitarne	Turystyczne	Szkolne
K kg/m²	200			250	400

Grupa 1 stanowi zapewnie grupę samolotów specjalnych, doświadczalnych, grupa 5 — grupę samolotów akrobacyjnych, gdyż przepisy niemieckie wymagają dla tej grupy wstawienia do obliczeń prędkość w_0.

Wzory (44) możemy przedstawić po podstawieniu:

$$\frac{\varepsilon_0}{2} = \frac{1}{16} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (46)$$

$$v_n^2 = v_{po}^2 + 16\,K \quad . \; . \; . \; . \quad (44a)$$

$$v_n \geq 1{,}5\; v_{po} \quad . \; . \; . \; . \quad (45a)$$

W tabeli końcowej podaliśmy wartość na prędkości, obliczone powyższymi wzorami.

c) Przepisy C.I.N.A.

Według C.I.N.A. [5] w rozważanym przypadku lotu, określonym nazwą „Vol en survitesse", zakłada się, że samolot porusza się prostoliniowo z szybkością większą o $p\%$ od maksymalnej prędkości poziomej. Wielkości tych współczynników, zależne od ciężaru samolotu, podane są niżej. Pozatem przepisy te podają równocześnie wymagane wielkości współczynników obciążenia niszczącego f_r i obciążenia dopuszczalnego (na granicy powstania odkształceń trwałych) f_d dla tego rodzaju lotu.

Całkowity ciężar samolotu	Poniżej 1000 kg	Od 1000—5000 kg	Powyżej 5000 kg
Wielkość procentu	40%	40%—30%	30%

Zmiana wielkości $p\%$ dla samolotów, których całkowity ciężar jest zawarty pomiędzy 1000 a 5000 kg, jest prostoliniową. Dla wszystkich samolotów $f_r = 2$, $f_d = 1{,}25$.

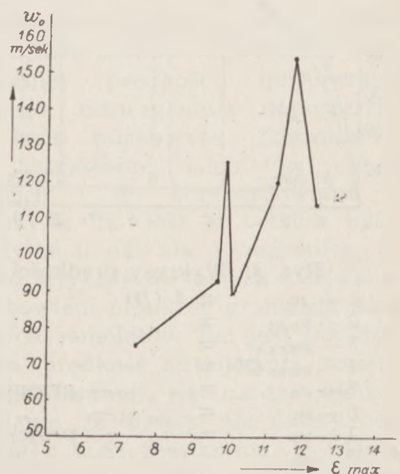
7. Zdolność nurkowania samolotu

Z pośród 4-ch wielkości, charakteryzujących lot nurkowy, najbardziej szczególną jest prędkość, jako czynnik, mający wpływ na wytrzymałość elementów samolotu. I oczywiście, należy w tym wypadku brać pod uwagę prędkość graniczną nieograniczoną a nie dopuszczalną prędkość nurkowania. Albowiem dopuszczalna prędkość nurkowania jest — że się tak wyrażę — wielkością sztuczną, stworzoną przez przepisy wytrzymałościowe poszczególnych państw, mniej lub więcej trafnie ujmujące zachowanie się danego samolotu w locie nurkowym itp. Dla jednego i tego samego samolotu otrzymujemy różne wielkości dopuszczalnej prędkości nurkowania w zależności od tego, czy będziemy ją liczyli według przepisów polskich, niemieckich czy jakichkolwiek innych. Natomiast prędkość graniczna nieograniczona jest „naturalną" prędkością danego samolotu, związaną z nim od chwili skonstruowania jego, zależną tylko od jego własności, jego oporów itd. itd. Zatem tylko ta prędkość może być cechą zachowania się danego samolotu w locie nurkowym.

Zastanówmy się, od czego zależy ta prędkość. Jasną jest rzeczą że nie będzie zależała ona od kategorii danego samolotu, gdyż przynależność do pewnej kategorii nie musi wywierać decydującego wpływu na własności aerodynamiczne względnie inne samolotu. Nie zależy ona również od największej doskonałości danego samolotu, która to liczba charakteryzuje przecież w dużym stopniu własności aerodynamiczne każdego samolotu. Na rys. 2 mamy przedstawioną zależność prędkości od największej doskonałości dla kilku samolotów według końcowej tabeli. Z wykresu tego widać, że zależność ta nie może być wyrażoną jakąś funkcją analityczną. Natomiast z wzorów, powyżej wyprowadzonych widać, że prędkości w (1), w_0 (2), v_{max} (7) (35), $v_{max\,h}$ (41) zależą od wyrażenia:

$$D = \frac{G}{F c_x} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (46)$$

Wielkość D nazywam „zdolnością nurkowania samolotu". Im ona jest większą, tym poszczególne prędkości w locie nurkowym są większe. A zatem „zdolność nurkowania samolotu" cechuje najważniejszy parametr w locie nurkowym tzn. prędkość. Na rys. 3 mamy przedstawione zależności poszczególnych prędkości od zdolności nurkowania samolotu. Jak widać, funkcje, przedstawiające zależności prędkości granicznej nieograniczonej, największej prędkości w locie nurkowym itd. przedstawiają się jako regularne krzywe. Widać również zgodność wzorów przybliżonych z wzorami dokładnymi.

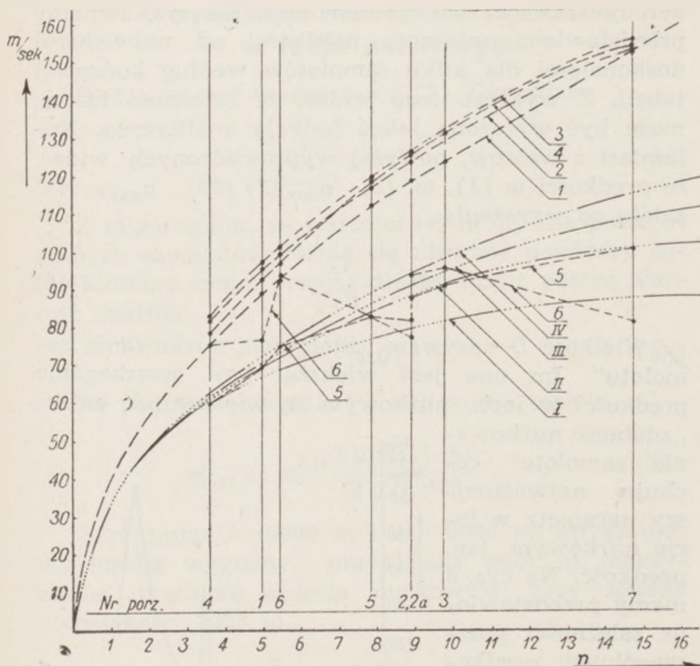


Rys. 2. Zależność prędkości w_0 od największej doskonałości.

8. Możliwości innych wzorów na dopuszczalną prędkość nurkowania

Na wstępie tego punktu zaznaczę, że uwagi, poniżej podane, może nie mogą ściśle dotyczyć się faktycznego stanu zjawiska tzw. lotu nurkowego, gdyż, jak wiadomo, klasyczny tzn. pionowy lot nurkowy zdarza się w praktyce bardzo rzadko, a uwagi tu podane odnoszą się właśnie do lotu nurkowego klasycznego. Jednakże z drugiej strony należy zaznaczyć, że dane według przepisów niemieckich dla poszczególnych grup odnoszą się właśnie do klasycznego lotu nurkowego, gdyż przepisy te wyraźnie podają lot przy $c_y = 0$ (Sturzflug). Oczywiście, chodzi tu o sposób obliczenia, a nie koniecznie o faktyczne wykonanie tego rodzaju lotu. Z tego punktu widzenia wszystkie nasze uwagi i wzory mogą się tyczyć lotu nurkowego. Wymagania polskie [1] stawiają żądania klasycznego lotu nurkowego tylko dla samolotów akrobacyjnych, szkolnych i turystycznych, natomiast dla samolotów sanitarnych, komunikacyjnych i transportowych wystarczy przyjąć nurkowanie z lotu ślizgowego. Z punktu widzenia zatem tych wymagań nasze uwagi może nie zawsze będą słuszne.

Wymagania polskie, przepisy niemieckie i przepisy C.I.N.A. uzależniają dopuszczalną prędkość nurkowania od kategorii i od maksymalnej prędkości poziomej a nadto wymagania polskie wprowadzają



Rys. 3. Wykresy prędkości jako funkcji D.

1 — w_0 = f (D)
2 — v_{max} = „
3 — $v_{max\,h}$ = „
4 — v_{max} (35) = „
5 — v_n = „ — przepisy polskie.
6 — v_n = „ — „ niemieckie.
I — v_n = „ — projekt. dla sam. transp.
II — v_n = „ — „ dla sam. kom. i san.
III — v_n = „ — „ dla sam. turyst.
IV — v_n = „ — „ dla sam. szkolnych.

jeszcze do wzoru na v_n prędkość graniczną nieograniczoną, tę „naturalną“ cechę samolotu, jeżeli chodzi o lot nurkowy, że użyję takiego wyrażenia, wymagania polskie głębiej ujmują lot nurkowy. Tak wymagania polskie jak i przepisy niemieckie podają 2 warunki na v_n (43), (43a) i (44), (45), z których należy obrać prędkość większą. Pierwszy warunek jest warunkiem podstawowym (43), (44), drugi warunkiem sprawdzającym.

Na rys. 3 linie 5 i 6 przebiegają jako linie łamane; nie mogą one przebiegać jako regularne krzywe, gdyż punkty ich odnoszą się do różnych kategorii. Z wykresów tych widać jednak, że dla samolotów tej samej kategorii v_n jest tym większe, im większe jest D. To nasuwa myśl możliwości innego jeszcze sposobu ujęcia wzorem dopuszczalnej prędkości nurkowania. Mianowicie za wielkości ograniczające lot nurkowy możnaby obrać jeden z 2 czynników: czas (wysunięty przed kilku laty przez Inż. W. Stępniewskiego dla szybowców) względnie wysokość nurkowania, wielkości, mogące być oceniane przez czucie pilota. Dla każdej kategorii możnaby przyjąć pewien konwencjonalny czas trwania lotu nurkowego względnie pewną konwencjonalną wysokość spadku. Warunek podstawowy na v_n możnaby uzależnić tylko od „naturalnych“ prędkości samolotu tzn. od w_0, v_{max}, $v_{max\,h}$, na które wyżej wyprowadziłem bardzo proste wzory, i to jako zmienny procent którejś z tych wielkości w zależności od D oczywiście tak, by zachować, powyżej podany, czas trwania lotu nurkowego (lub wysokość spadku) stały dla danej kategorii. Zależność v_n od D przedstawi się wtenczas jako regularna krzywa.

Według tego projektu mamy poniżej ułożoną tabelę prędkości v_n, które na rys. 3 przedstawiają się jako regularne krzywe dla poszczególnych kategorii. Ze względu na żądane dzisiaj duże prędkości poziome, wymagane procenty prędkości w_0 są dosyć duże. Jako prędkość wyjściową przyjąłem dla prostoty prędkość w_0.

$$\frac{v_n}{w_0} \cdot 100$$

Kategoria samolotu / D	Transportowe	Komunikacyjne	Sanitarne	Turystyczne	Szkolne	Akrobacyjne
0	0	0	0	0		0
2	88	88	88	88	88	100
4	78	79	79	80	83	100
6	71,5	76	76	78	81	100
8	68	74	74	77	80,5	100
10	65	72	72	76	80	100
12	62	70	70	74	78	100
14	58	67	67	72	76	100
16	55	63	63	69	74,5	100

Ponieważ poszczególne przepisy uzależniają v_n od maksymalnej prędkości poziomej, gdyż musi istnieć pewien zapas bezpiecznej szybkości ponad v_p, więc w projekcie powyżej wysuniętym należałoby zachować drugi sprawdzający warunek z wymagań polskich, któryby właśnie określał stosunek prędkości v_n do v_p w celu stworzenia potrzebnego „zapasu“ prędkości. Jak bowiem wyżej zaznaczyłem, rozpatruję lot nurkowy bez gazu a więc nie biorę pod uwagę wpływu mocy silników.

Należałoby jednak zastanowić się, czy nie słuszniej byłoby podawać jako wielkość charakteryzującą lot nurkowy nie prędkość dopuszczalną lecz ciśnienie dopuszczalne tym bardziej, że przyrządy pomiarowe, rejestrujące tzw. prędkość, pokazują właściwie ciśnienie prędkości a nie samą prędkość. Nazwa „prędkościomierz“ powinna być zastąpiona nazwą „ciśnieniomierz“. Ciśnieniomierz staje się prędkościomierzem tylko w locie na pewnej, tej samej wysokości.

Oczywiście w powyżej wysuniętym projekcie przejście z dopuszczalnej prędkości nurkowania na dopuszczalne ciśnienie nurkowania może nastąpić przez małe zmiany. Należy tylko odpowiednio założyć pewną zmianę gęstości z wysokością i po podstawieniu we wzór na ciśnienie otrzymamy podobne zależności prędkości granicznych nieograniczonych i dopuszczalnych od „zdolności nurkowania samolotu“. Zależności te będą podobnie się przedstawiać jak poprzednie.

Nazwijmy wyrażenie:

$$\frac{\rho_0 w_0^2}{2} = q_0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (47)$$

„ciśnieniem prędkości granicznym nieograniczonym przy ziemi“, to, jak wynika z wzoru (2):

$$q_0 = D \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (48)$$

czyli „zdolność nurkowania samolotu" jest równą właśnie ciśnieniu q_0. Zależność $q_0 = f\ (D)$ przedstawi się na wykresie jako linia prosta, nachylona pod kątem 45°. Podobnie możnaby przekształcić inne wzory przybliżone na prędkości w locie nurkowym; należałoby tylko obliczać wysokość, na której ta prędkość występuje w celu znalezienia z tablicy atmosfery wzorcowej odpowiedniej gęstości powietrza. Do tego mogą posłużyć wyżej podane wzory Neumarka. Przybliżony wzór (35) na v^2_{max} możemy przedstawić:

$$\frac{v^2_{max}\ \sigma}{2 \cdot 2^{0.07}\sigma} = 0{,}573\ \frac{\sigma_0^{1,07}}{\sigma_0^{1,07}}\ \frac{w_0^{2.14}}{2^{1,07}} \quad . \quad . \quad . \quad (49)$$

Nazywając:

$$\frac{v^2_{max}\ \sigma}{2} = q_{max} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (50)$$

mamy:

$$\frac{q_{max}}{2^{0,07}\ \sigma} = \frac{0{,}573}{\sigma_0^{1,07}} \left(\frac{\sigma_0\, w_0^2}{2} \right)^{1,07} \quad . \quad . \quad . \quad (51)$$

wreszcie:

$$q_{max} = 2^{0,07} \cdot 0{,}573\ \frac{\sigma}{\sigma_0^{1,07}}\ q_0^{1,07} \quad . \quad . \quad (52)$$

lub:

$$q_{max} = \text{const} \cdot \sigma \cdot D^{1,07} \quad . \quad . \quad . \quad (53)$$

W zupełnie podobny sposób możnaby przedstawić wyrażenie (42) na $v^2_{max\ h}$ przez $q_{max\ h}$.

W rozważaniach tych możnaby pójść jeszcze dalej; mianowicie w powyższych wzorach σ — gęstość powietrza — będzie zależną od k a więc i od D, jeżeli chodzi o q_{max} czy też $q_{max\ h}$. Możnaby więc wykreślić cały pęk krzywych dla każdej z powyższych zależności dla różnych wysokości nurkowania od n.p. 1000 m do 5000 m. Następnie dopuszczalne ciśnienie nurkowania możnaby przyjąć jako pewien procent ciśnienia maksymalnego znowu w zależności od kategorii. Możnaby to zrobić wykreślnie lub tabelarycznie. Oczywiście, najlepiej byłoby ograniczać q_n jako pewien procent maksymalnego ciśnienia, którym jest q_0. Byłoby to korzystne ze względu na cechowanie „prędkościomierzy", ze względu na prostotę obliczeń itp.

W ten sposób wielkość ciśnienia dopuszczalnego wyrażałoby się jako pewien ułamek ciśnienia prędkości granicznego nieograniczonego przy ziemi q_0, ponieważ $q_0 = D$. Jednakże ten ułamek nie byłby stałym, lecz zmiennym, a mianowicie malejącym w miarę wzrostu q_0. Należy zaznaczyć, że sposób określania wielkości dopuszczalnej w locie nurkowym, jako pewnego ułamka wielkości granicznej nieograniczonej nie jest nowy. Mianowicie przez jakiś czas używano w lotnictwie a szczególnie w szybownictwie wzoru:

$$v_n = 0{,}80 - 0{,}85\ w_0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (54)$$

Zatem możnaby to przedstawić jako dopuszczalne ciśnienie nurkowania wzorem:

$$q_n = \text{const} \cdot q_0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (55)$$

Jednakże w powyższym ujęciu ten procent wielkości granicznej nieograniczonej (prędkości czy też ciśnienia) był stałym, podczas gdy w projekcie, wysuniętym w niniejszym artykule, ten procent jest zmienny, zależny od samego q_0. Zatem:

$$q_n = \alpha\ q_0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (56)$$

gdzie α jest pewną funkcją q_0 zależną od kategorii. Ostatecznie:

$$q_n = f\ (q_0) \cdot q_0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (57)$$

9. Największa dopuszczalna prędkość nurkowania względnie największe dopuszczalne ciśnienie nurkowania

Ostatnim zagadnieniem prędkości w locie nurkowym, jakie poruszę, będzie sprawa największej bezwzględnie dopuszczalnej prędkości nurkowania względnie największego bezwzględnie dopuszczalnego ciśnienia w locie nurkowym. Zagadnienie to dotyczy przede wszystkim samolotów akrobacyjnych, myśliwskich i do bombardowania z lotu nurkowego. Sprawa ta jest w chwili obecnej omawianą nie tylko u nas ale i zagranicą, że wspomnę choćby tylko artykuły na łamach Luftwehr, Flight [7] [8] itd. Albowiem prędkość graniczna nieograniczona dzisiejszych samolotów już jest tak duża, że i dopuszczalna prędkość nurkowania, wzięta choćby jako ułamek poprzedniej, jest bardzo wielka. Wysuwane czasem zdanie, że dlatego nie należy pozwalać na nurkowanie z dużą prędkością, iż niema jeszcze dokładnych sposobów obliczania wielkości sił, działających na poszczególne elementy przy prędkościach lotu już bliskich krytycznych, o tyle wydaje mi się niesłuszne, że wprawdzie brak jest szczegółowych dmuchań przy tak dużych prędkościach, ale są przecież pewne dmuchania małych profili, dalej są już dosyć liczne teoretyczne rozważania na ten temat — że wspomnę choćby prace amerykańskie N.A.C.A., Meyer'a, Prandtl'a, Busemann'a, Betz'a, Ackeret'a, Walchner'a, Taylor'a, Sänger'a i innych tak, że konstruktor w razie potrzeby przeliczy samolot i na prędkości bliskie prędkości głosu, tym bardziej, że operujemy zwykle pewnymi współczynnikami bezpieczeństwa. Ale wychodzi inna sprawa, a mianowicie sprawa użyteczności samolotu w tak dużej prędkości nurkowania. Samolot myśliwski i akrobacyjny nie potrzebuje przecież nurkować przez wysokość 3000 metrów; natomiast sporną jest ta sprawa nurkowania, jeżeli chodzi o samoloty do bombardowania w locie nurkowym. Według [8] tego rodzaju nowoczesny samolot potrzebuje spadku z 30.000 stóp na 6000 stóp, by osiągnąć prędkość graniczną nieograniczoną. Marszałek Sir Hugh Dowding, który jest uważany za autorytet w kołach lotniczych angielskich, [7], [8] wyraził się, że dlatego uważa tego rodzaju lot nurkowy na samolocie za mało prawdopodobny do urzeczywistnienia, iż szybka zmiana ciśnienia powietrza i następnie wyrwanie mogą się zbyt niekorzystnie odbić na organizmach załogi, choć duża początkowa prędkość bomby, jeżeli chodzi o celność, jest korzystną i pożądaną. Dalej, bombardowanie w locie nurkowym jest korzystne, jeżeli tor lotu samolotu waha się w granicach 70° — 90° do poziomu. Atoli przy tych kątach samolot szybko i łatwo się rozpędza. Wyla-

Tablica własności charakterysty

Nr porządkowy	Kategoria	Ciężar w locie kg	Powierzchnia nośna skrzydeł m^2	$c_{y\,max}$	c_{xo} dla $c_y = 0$	Dla największej doskonałości			Największa prędkość pozioma na wysokości		Ilość zespołów śmigło-silnikowych	c_s przyjęte na 1 śmigło	Σc_s
						$(c_y/c_x)_{max}$	c_{yi}	c_{xi}	0 m $v_{p\,o}$ km/godz	3000 m $v_{p_{3000}}$ km/godz			
1	Pasażerski	4500	67,60	153.60	8,15	10,20	102,00	10,00	184,0	167,5	3	1,8	5,4
2	Pasażerski	1867	31,75	150.00	4,86	11 48	85,50	7,46	185,0	169,0	1	1,8	1,8
2a	Ten sam samolot co Nr 2, tylko z mocniejszym silnikiem								227,0	213.6	1	1,8	1,8
3	Pasażerski	1500	21,30	z klapami 157 00	5,45	10,11	94.87	9,37	231,5	217,0	1	1,8	1,8
4	Turystyczny	610	18,50	123,00	7,60	7,40	72,00	9,73	148,0	129,0	1	1,8	1,8
5	Turystyczny	760	15,00	140,60	4,60	12,50	88,68	7,10	194,5	191,0	1	1,8	1,8
6	Szkolny — przejściowy	750	19,54	121.40	5,32	9,80	68,20	6,97	180,0	161,0	1	1,8	1,8
7	Sanitarny	1550	22,00	172,00[1])	3.00[2])	12 00[2])	63,00[3])	5.25[3])	210,0	na wysok. 3500 m. 190,0	1	1,8	1,8

1) sloty i klapy otwarte 2) klapy zamknięte 3) klapy i sloty zamknięte

nia się więc sprawa rozmaitego rodzaju hamulców a to:

a) klapy i przerywacze (interceptory), które mają tę zaletę, że pozwalają na nurkowanie nawet pionowe, a tę wadę, że powodują dosyć poważny wzrost ciężaru i powstanie dużych sił w poszczególnych elementach.

b) hamowanie przy pomocy śmigła. Co do tego sposobu, to podnoszą się głosy w prasie fachowej, że, aby ten sposób był skuteczny, to śmigło musiałoby mieć albo bardzo dużą średnicę albo dużą szerokość łopatki, co znowu może pogorszyć wyczyny samolotu w innych stadiach lotu. Porusza się tu możliwość wystąpienia dużych momentów żyroskopowych przy tego rodzaju śmigłach itp. [8].

W każdym razie widoczne jest, że dopuszczalna prędkość nurkowania wymagałaby jakiegoś ograniczenia z góry. Możnaby to zrobić w ten sposób, że przyjmie się pewną wartość q_n względnie pewną wartość v_n za wielkość krytyczną, której ani w obliczeniach ani w locie przekraczać się nie będzie. Za tę prędkość możnaby obrać np. 600 km/godz. choć niedawno czytaliśmy w prasie fachowej wzmiankę o locie nurkowym z prędkością prawdopodobnie ok. 800 km/godz. Ograniczenie tej prędkości w praktyce musiałoby nastąpić np. przy pomocy klap. Oczywiście, ta sprawa byłaby aktualną dla samolotów o dużej wartości *D*, czyli o wyśrubowanych własnościach aerodynamicznych i dużym obciążeniu powierzchniowym. A zatem zależność dopuszczalnego ciśnienia czy też dopuszczalnej prędkości nurkowania od *D* względnie w_0 czy też q_0 w myśl wyżej wysuniętego projektu przedstawiałaby się jako krzywa czy też prosta, wychodząca z początku układu v_n — *D*, lub q_n — *D*, przechodząca następnie w punkcie prędkości krytycznej w prostą poziomą, równoległą do osi *D*. Należy w końcu wspomnieć, że dla samolotów akrobacyjnych, myśliwskich i do bombardowania w locie nurkowym należy przyjmować — jak to się dzisiaj zresztą robi — prędkość czy też ciśnienie dopuszczalne równe prędkości względnie ciśnieniu granicznemu nieograniczonemu tzn. największemu.

Literatura

[1] F. Janik. Wymagana wytrzymałość samolotu I. T. L. Warszawa 1937.

[2] Stefan Neumark. Badanie wolnego spadku z uwzględnieniem oporu powietrza o zmiennej gęstości. I. B. T. L. Sprawozdanie kwartalne. Nr 5, 1931.

[3] Stefan Neumark. Metoda analityczna w mechanice lotu. IBTL. Sprawozdania kwartalne Nr 8 i Nr 12, 1932 i 1933.

[4] Fuchs, Hopf, Seewald. Aerodynamik. Bd 1. Berlin, 1934.

[5] Commission Internationale de Navigation Aérienne. Règlement sur les conditions minima de délivrance du Certificat de Navigabilité. Septembre 1936.

[6] Bauvorschriften für Flugzeuge. Heft 1. Vorschriften für die Festigkeit von Flugzeugen. Styczeń 1935.

[7] Dive Bombing. Flight Nr 1512. Vol. XXXII. 16 grudzień 1937. Artykuł wstępny.

[8] Dive Bombing. Flight. Nr 1514. Vol. XXXII. 30 grudzień 1937. Str. 642.

Some Remarks on the Formulae for the Diving Speed of an Aeroplane

Summary

The case of a vertical nose dive with engine set off is discussed. Firstly, the author takes into consideration a nose dive without any limitations of speed, and comes to the conclusion, that the characteristic speeds are functions of a number D, which is the quotient of the wing loading through the total drag coefficient at zero lift. The second part contains the formulae for admissible (limited) diving speeds conforming to Polish, German and international (I.C.A.N.) regulations. Lastly the suggestion is made that the admissible diving speed be limited to a value, which similarly would be a function of D and of the time admitted for diving, this function being given for each class of aircraft.

cznych niektórych samolotów

w_0 ze wzoru (2) m/sek	w_0 ze wzoru (2) km/godz	k (8)	$A = \frac{k}{k-1}$	v_{max} przy $v_h = 0$ i $h = 3000$ m (7) m/sek	v_{max} przy $v_h = 0$ i $h = 3000$ m (7) km/godz	ζ (8b) m	$h - \zeta$ m	$c_x = c_{xi} + c_s$	r (17)	$\frac{c_{xs} + c_s}{c_{xo} + c_s}$	v_h (31) m/sek	v_h (31) km/godz	$v_{max\,h}$ przy $v_h \neq 0$ i $h = 3000$ m/sek	$v_{max\,h}$ przy $v_h \neq 0$ i $h = 3000$ km/godz
88,6	319,0	22,50	1,046	95,1	342,0	1380	1620	13,55	7,53	1,14	61,3	220,8	96,0	345,8
119,0	428,0	12,45	1,086	123,7	445,0	630	2370	6,66	12,83	1,39	66,0	238,0	125,0	450,0
119,0	428,0	12,45	1,086	123,7	445,0	630	2370	6,66	12,83	1,39	74,0	266,0	125,1	450,1
124,8	448,0	11,35	1,098	134,8	484,0	490	2510	7,25	13,08	1,54	79,5	286,0	136,9	492,5
75,0	270,0	31,5	1,032	81,5	294,0	1710	1290	9,40	7,66	1,23	53,7	193,0	82,2	296,0
112,8	406,0	13,90	1,077	117,5	423,0	780	2220	6,40	13,87	1,39	69,0	248,5	119,1	429,0
92,5	333,0	20,65	1,051	101,0	366,2	1300	1700	7,12	9,59	1,23	61,0	219,8	102,0	367,0
				$h = 3500$ m							$h = 3500$ m		$h = 3500$ m	
153,4	552,0	7,50	1,153	154,0	554,0	150	3350	4,80	13,12	1,47	73,5	264,5	156,0	562,0

Dokończenie tablicy

Nr porządkowy	v_{max} wzorem przybliżonym (35) m/sek	v_{max} wzorem przybliżonym (35) km/godz	$\frac{v_h}{v_{p\,max}}$	C	k_n	v_n (43) km/godz	k_d	$v_n \geq$ (43a) km/godz	K	v_n (44a) m/sek	v_n (44a) km/godz	$v_n \geq$ (45a) m/sek	$v_n \geq$ (45a) km/godz	$D = \frac{G}{c_x F}$ (46)
1	92,0	332,0	1,318	1,010	0,45	244,75	1,35	248,5	200	76,4	275,0	76,9	277,0	4,90
2	125,2	451,0	1,408	1,011	0,45	294,20	1,35	250,0	200	76,5	276,0	77,1	278,0	8,84
2a	125,2	451,0	1,248	1,013	0,45	317,50	1,35	307,0	200	84,7	305,0	94,7	341,0	8,84
3	132,0	474,0	1,318	1,015	0,45	329,00	1,35	312,0	200	85,6	308,0	96,5	347,8	9,72
4	77,5	280,0	1,490	1,017	0,50	209,00	1,45	215,0	250	75,5	272,0	61,8	222,2	3,51
5	118,7	427,5	1,300	1,014	0,50	300,25	1,45	282,0	250	83,3	300,0	81,0	292,0	7,82
6	98,0	353,0	1,364	1,010	0,60	271,80	1,50	270,0	400	94,3	339,0	75,0	270,0	5,39
7	154,8	557,0	1,390	1,012	0,45	364,00	1,35	284,0	200	81,2	292,0	87,5	315,0	14,68

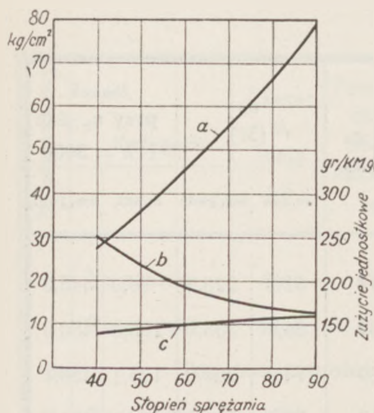
Niektóre zagadnienia rozwoju silników lotniczych

H. R. Ricardo

Z referatu „Some Problems of Aircraft Engines Design", wygłoszonego na zebraniu Lilienthal - Gesellschaft für Luftfahrforschung w Monachium dnia 12.X.1937 r., przetłumaczył por. inż. B. Łuźniak.

Jeszcze do niedawna powiększenie mocy silnika spalinowego ograniczone było w pierwszym rzędzie pojawianiem się detonacji, która występowała przy tego rodzaju usiłowaniach jako decydujący czynnik. Postęp techniki ostatnich paru lat w dziedzinie produkcji paliw o ile przeszkody tej nie obalił całkowicie, to w każdym razie odsunął ją na dalszy plan. I tak wprowadzenie paliwa o liczbie oktanowej 87 spowodowało, że niebezpieczeństwo detonacji nie było już jedyną poważną przeszkodą na drodze do zwiększenia mocy silnika, zaś z chwilą pojawienia się paliwa o liczbie oktanowej 100 niebezpieczeństwo to całkowicie znikło, wskutek czego na pierwsze miejsce jako czynniki ograniczające moc silnika wystąpiły zdolność do odprowadzania ciepła z silnika (chłodzenie) oraz ciśnienie maksymalne.

Rzut oka na rozwój silników lotniczych od czasu wielkiej wojny do jakichś dwóch lub trzech lat temu pozwala nam stwierdzić powolne ale ciągłe powiększanie się jednostkowych mocy silnika. Około 50% tego wzrostu należy przypisać postępowi w dziedzinie paliw, a resztę mechanicznym ulepszeniom i ogól-



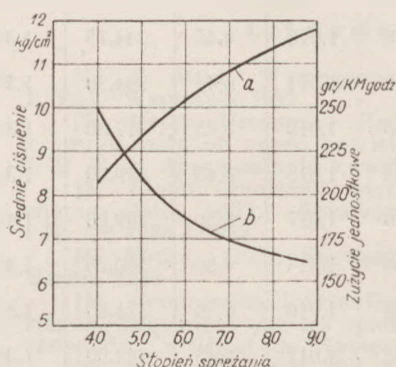
Rys. 1. Zależności między średnim ciśnieniem, ciśnieniem maksymalnym, jednostkowym zużyciem paliwa i stopniem sprężania.

a — ciśnienie maksymalne w cylindrze
b — jednostkowe zużycie paliwa
c — średnie ciśnienie użytkowe

nym doświadczeniom nad pracą silnika. Następnie został dokonany bardzo duży postęp w dziedzinie produkcji na skalę techniczną paliw o coraz wyższej liczbie oktanowej, czemu towarzyszył odpowiednio duży skok w powiększeniu obciążenia jednostkowego wszystkich silników lotniczych. Większość silników znajdujących się obecnie w użyciu i pracujących przy powiększonych obciążeniach była zaprojektowana 10 i więcej lat temu. Dzisiaj uzyskuje się z nich niejednokrotnie więcej niż podwójną moc jednostkową w stosunku do tej, na jaką były pierwotnie zaprojektowane, jednak pracują one przy tym prawie na granicy swojej możliwości. Następstwem tego jest dwukrotne zwiększenie maksymalnego ciśnienia w cylindrze i więcej niż półtorakrotne powiększenie ilości ciepła, które z silnika należy odprowadzić. Aby tym zmienionym warunkom pracy silnika podołać wprowadzono niewielkie zmiany i ulepszenia poszczególnych elementów silnika, nie zmieniając jednak nic w zasadniczej konstrukcji. Jako rzecz godną uwagi autor przytacza, że silnik zaprojektowany pierwotnie na ciśnienie maksymalne około 35 kg/cm² zdolny jest dzisiaj pracować zadawalniająco przy 70 kg/cm² bez jakichkolwiek zasadniczych zmian w konstrukcji bądź też ciężarze. Jedyne zmiany, jakie porobiono, polegały na usunięciu materiału w pewnych miejscach i dodaniu w innych, a także na nieznacznych naogół polepszeniach fizycznych własności materiałów. Możność osiągnięcia tego rodzaju wyników tłomaczy się tym, że 10 lat temu mieliśmy niedostateczne pojęcie o wytrzymałości materiałów i liczyliśmy je ze zbyt dużym bezpieczeństwem, dzięki czemu właśnie możliwe jest obecnie osiągnięcie granicznych wytrzymałości i to nie tylko w częściach silnika będących w ruchu, ale także w stałych. Autor przypuszcza, że przy dalszych mechanicznych udoskonaleniach szczegółów, będzie można jeszcze prawdopodobnie podnieść maksymalne ciśnienie do 80 kg/cm². Dla używanych dzisiaj cylindrów o średnicy od 125 do 150 mm wielkość ta okaże się prawdopodobnie nieprzekraczalnym maksimum, wyznaczonym względami praktycznymi i ekonomicznymi. Przejście na wyższe jeszcze ciśnienia maksymalne bądź też na odprowadzanie z silnika znacznie większych ilości ciepła zmusiłoby prawdopodobnie konstruktorów do opracowania nowych typów silników o dużej ilości małych cylindrów. Tego rodzaju zmiana kierunku wymagałaby kilkoletniej wytężonej pracy i doświadczeń.

Autorowi wydaje się, że dla najbliższej przyszłości zostanie ustalony kompromis między stopniem sprężania i ciśnieniem ładowania tak, by nie zostało przekroczone maksymalne ciśnienie 80 kg/cm² dla cylindrów o średnicy 125 mm i więcej. Zwiększając bowiem stopień sprężania bardzo mało powiększamy średnie ciśnienie, podczas gdy ciśnienie maksymalne wzrasta znacznie. Powiększając zaś niewiele stopień sprężania i dając duże ciśnienia ładowania, powiększamy znacznie średnie ciśnienie, czemu towarzyszy o wiele mniejszy przyrost ciśnień maksymalnych z jednoczesnym znacznym wzrostem ilości ciepła, które należy z silnika odprowadzić. Zwiększenie liczby obrotów pociąga za sobą proporcjonalny przyrost ilości ciepła, odprowadzanej z silnika, i nieproporcjonalnie duży przyrost obciążeń dynamicznych przy jednoczesnym korzystniejszym rozkładzie obciążeń dla najwyższych ciśnień z powodu wzrostu bezwładności układu, będącego w ruchu.

Wykresy rys. 1 do 4 przedstawiają zebrane wyniki doświadczeń, wykonanych na silnikach w laboratorium w Shoreham, którego kierownikiem jest autor. Próby te wykonano na silnikach laboratoryjnych z rozrządem zaworowym bądź też suwakowym (bezzaworowe silniki), ze stałym lub zmiennym stopniem sprężania, dla ciśnień ładowania do 4 at. abs. i temperatur na wlocie do 150° C. Rys. 1 pokazuje ogólne zależności pomiędzy stopniem sprężania, średnim efektywnym ciśnieniem, ciśnieniem maksymalnym i najmniejszym jednostkowym zużyciem. Wykres ten jest zestawieniem wyników dużej ilości prób na silnikach zaworowych i bezzaworowych, i widać z niego, że przedstawione krzywe zbliżają się bardzo do teoretycznego przebiegu.



Rys. 2. Średnie ciśnienie efektywne i jednostkowe zużycie paliwa przy różnych stopniach sprężania.

a — średnie ciśnienie efektywne
b — jednostkowe zużycie paliwa

Rys. 2 przedstawia zużycie paliwa i średnie efektywne ciśnienie w bardziej przejrzystej skali.

Rys. 3 przedstawia średnie efektywne ciśnienie i ciśnienie ładowania otrzymane przy pracy z doładowaniem i użyciu niedetonujących paliw, jak czysty benzol, dla których wzrost mocy ograniczony jest jedynie obawą nieprzekroczenia maksymalnego ciśnienia 80 kg/cm². Podana krzywa jest także zbudowana na podstawie wyników znacznej ilości prób i pomiarów.

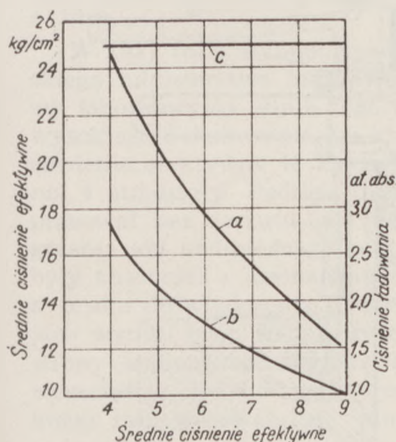
Rys. 4 pokazuje dalsze krzywe, tym razem tylko dla silników zaworowych, przedstawiające średnie efektywne ciśnienia, otrzymane dla paliw o różnych odpornościach na detonację przy pracy silnika na granicy detonacji w warunkach, kiedy wzrost mocy ograniczony jest jedynie detonacją silnika, lub w warunkach ograniczenia wzrostu mocy maksymalnym ciśnieniem (krzywe 3 i 4).

Podane na omawianych wykresach średnie efektywne ciśnienia uzyskano z przeliczenia mocy na sprzęgle i dodania 1,5 kg/cm² jako równoważnika

strat tarcia. Ponadto uwzględniono moc pobieraną przez sprężarkę oraz spowodowany sprężaniem wstępnym wzrost temperatury, przyjmując dla wszystkich wypadków współczynnik sprawności sprężania adiabatycznego 70%.

Przedstawione na wykresach wyniki uzyskano dla mieszanek ekonomicznych. Przy wzbogaceniu mieszanek o około 40% i daniu trochę późniejszego zapłonu, można podwyższyć średnie ciśnienia o około 20%, pozostając w tych samych granicach detonacji i maksymalnego ciśnienia; możliwość ta jest wyzyskiwana w warunkach startowych. Jeszcze dalszy wzrost średnich ciśnień i mocy można uzyskać w ciągu krótkiego okresu czasu, stosując paliwo o dużym cieple parowania bądź też przez wtrysk wody.

Na rys. 4 wyrażono odporność na detonację w skali liczb oktanowych. Stosowany powszechnie silnik C.F.R. daje niezawodne wyniki jedynie dla liczb poniżej 90, podczas gdy wyniki badań paliw o odporności na detonację wyższej wykazują znaczne rozbieżności, zależnie od zastosowanej metody. W związku z tym autor wolał oprzeć się na liczbach oktanowych, oznaczonych na szybkobieżnych silnikach o zmiennym stopniu sprężania (rys. 5 i 6), jak również przy zastosowaniu sprężania wstępnego. Wyniki otrzymane na tej drodze, dostatecznie zgodne między sobą, odbiegają niejednokrotnie znacznie od oznaczeń na silniku C.F.R.

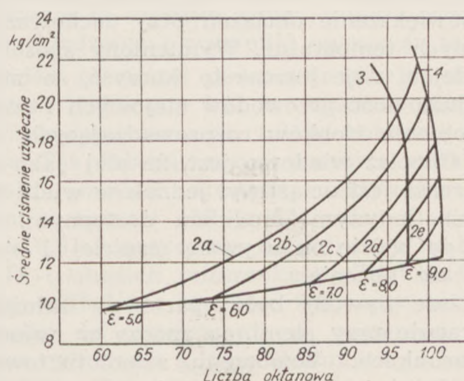


Rys. 3. Graniczne ciśnienia ładowania i średnie ciśnienia przy założeniu ciśnienia maksymalnego, równego 80 kg/cm², przy użyciu paliwa niedetonującego i przy normalnym składzie mieszanki.

a — średnie ciśnienie przy ciśnieniu maksymalnym 80 kg/cm²
b — ciśnienie ładowania
c — ciśnienie maksymalne 80 kg/cm²

Może być wysunięty zarzut, że określenie maksymalnego ciśnienia na 80 kg/cm² jest granicą samowolnie wyznaczoną i nie opartą na żadnych obliczeniach. Autor mniema, że wielkość ta będzie jednak tak długo praktyczną granicą maksymalnego ciśnienia, jak długo pozostaniemy przy obecnym typie konstrukcji silników i wymiarach cylindra. Wątpi także, czy kiedykolwiek opłaci się przekroczyć stopień sprężania 7:1 dla silników o zapłonie elektrycznym, o średnicach cylindrów 125 mm lub większych, nawet dla paliw o liczbie oktanowej 100, gdyż krzywa współczynnika sprawności dla stopni sprężania ponad 7 przebiega prawie płasko, podczas gdy ciśnienia maksymalne wzrastają niewspółmiernie szybko.

Przy rozpatrywaniu mocy, uzyskiwanych z silników pracujących z doładowaniem i zasilanych ze sprężarki o napędzie mechanicznym, należy zawsze pamiętać, że doładowuje się całą objętość cylindra, a nie tylko objętość skokową. Im niższy jest stopień sprężania, im większa zatem przestrzeń dawkowa, tym większy jest stosunkowy przyrost mocy przy doładowaniu. Powyższe nie obowiązuje w wypadku stosowania turbo-sprężarek o napędzie gazami wydechowymi, chyba, że zapewnione zostanie dokładne przepłukanie przestrzeni dawkowej, możliwe do przeprowadzenia przy zasysaniu gotowej mieszanki jedynie kosztem dużych strat na paliwie.



Rys. 4. 1. Średnie ciśnienie osiągalne bez doładowania przy użyciu paliw o liczbie oktanowej od 60 do 100.
2. a, b, c, d, e, średnie ciśnienie przy doładowaniu i użyciu tych samych paliw.
3. Graniczne średnie ciśnienia przy ciśnieniu maksymalnym 80 kg/cm² i przy normalnej mieszance.
4. To samo dla bogatszej mieszanki i wcześniejszego zapłonu (warunki startowe).

Z punktu widzenia możliwości i trudności, na jakie napotykamy przy odprowadzaniu ciepła z tłoka, została także osiągnięta granica. O ile wprowadzenie zaworów chłodzonych sodem bądź też przejście na silniki bezzaworowe (rozrząd suwakowy) przedłużyło znacznie życie organów wydechowych, to problem chłodzenia i konstrukcji tłoka nie znalazł dotychczas ostatecznego kierunku rozwiązania, pomijając oczywistą możliwość zmniejszenia wymiarów. Zarówno ze względu na odprowadzanie ciepła, jak i na maksymalne ciśnienie musimy robić mocniejsze i cięższe tłoki, co prowadzi do wzrostu dynamicznych obciążeń, trudnych do opanowania i ograniczających wzrost liczby obrotów silnika. Dla temperatur, przy których pracują dzisiaj tłoki, pogarsza się w znacznym stopniu wytrzymałość używanych do ich budowy stopów, wykazując przy dalszym wzroście temperatury skłonność do bardzo szybkiego spadku.

Uważając zdolność odprowadzania ciepła przez tłok za główną przeszkodę na drodze do dalszego rozwoju silników, autor nie sądzi aby wyczerpano wszystkie możliwości opanowania tego zagadnienia. Odprowadzanie ciepła z tłoka odbywa się przede wszystkim dwoma sposobami: na drodze odpływu ciepła do ścianek cylindra, głównie przez pierścienie i przez chłodzenie rozbryzgiwanym olejem. Intensywność odprowadzania ciepła na pierwszej drodze ograniczają wysokie temperatury ścianek cylindra, na drugiej wady nieuregulowanego i niekierowanego przepływu i ilości rozbryzgiwanego oleju. Wykonane przez autora próby wykazały możliwość zadawalającego chłodzenia tłoków przez doprowadzenie dużych ilości oleju przewodami wzdłuż korbowodów i rozbryzgiwanie ciągłym strumieniem we wnętrzu tłoka. Opisany sposób doprowadzania oleju chłodzącego pozwala odprowadzić bardzo duże ilości ciepła z tłoków bez zachlapywania ścianek cylindra takimi ilościami, które nie mogłyby być opanowane pierścieniami zgarniającymi. Podobnie została stwier-

dzona możliwość obniżenia względnie regulowania temperatur łożysk głównych i łożysk korbowodów przez przepuszczanie w wydrążonym wale z jednego końca na drugi dużych ilości oleju, co powoduje intensywne chłodzenie wału od wewnątrz (rys. 7). Możliwość obniżenia temperatur łożysk pozwala z kolei na powiększenie obciążeń przy zachowaniu dopuszczalnych temperatur. Wymieniony sposób chłodzenia olejem daje jeszcze tę korzyść, że staje się zbędna duża ilość przewodów olejowych i znika potrzeba robienia żłobków rozprowadzających olej po łożysku. Chociaż wiadomo jest, że olej jako środek do chłodzenia jest uciążliwy, jednak w wielu wypadkach jest jedynym środkiem dostępnym, i autor mniema, że będzie on używany częściej i systematyczniej, niż obecnie.

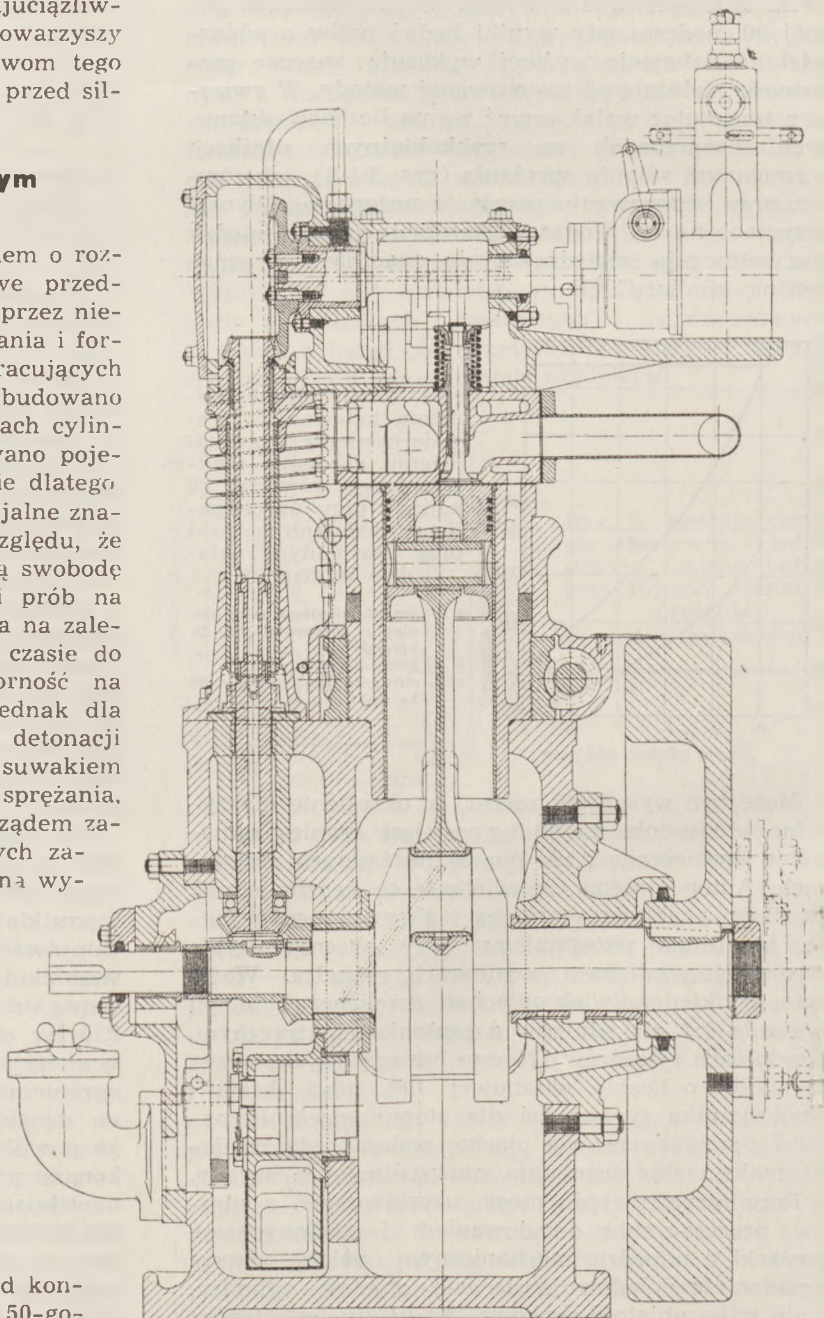
Powyższe wywody były oparte na założeniu, że silnik pracuje przy ziemi, to znaczy w najuciążliwszych warunkach. Wznoszeniu samolotu towarzyszy spadek ciśnień i temperatur, jednak wpływom tego spadku usiłuje się przeciwdziałać, zatajając przed silnikiem okoliczność oddalania się od ziemi.

Silniki z rozrządem suwakowym (bezzaworowe)

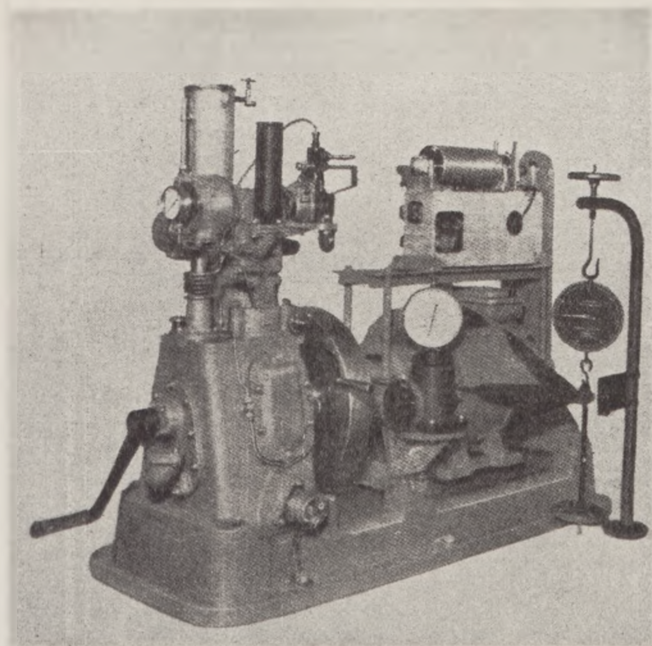
Wobec rosnącego zainteresowania silnikiem o rozrządzie suwakowym autor uważa za celowe przedstawienie jego rozwoju. Do zainicjowanych przez niego w 1920 roku prób nad przebiegiem spalania i formą przestrzeni dawkowej w silnikach pracujących wg. obiegu Otto jak i systemem Diesla, wybudowano specjalny jednocylindrowy silnik o wymiarach cylindra 140×180 mm. W silniku tym zastosowano pojedyńczy suwak typu Burt-Mac Cullum nie dlatego żeby przypisywano w tym czasie jakieś specjalne znaczenie temu mechanizmowi, ale z tego względu, że projektodawca uważał, iż da mu to większą swobodę w prowadzeniu prób. Uzyskiwane wyniki prób na tej jednocylindrówce zwróciły uwagę autora na zalety rozrządu suwakowego. Stojące w tym czasie do dyspozycji paliwa posiadały mierną odporność na detonację (liczba oktanowa poniżej 60), jednak dla tych samych paliw przy pracy na granicy detonacji uzyskiwany stopień sprężania dla silnika z suwakiem był o jednostkę większy, aniżeli stopień sprężania, jaki można było dopuścić na silniku z rozrządem zaworowym. Ponadto stwierdzono wiele innych zalet tego silnika, z których jako główne można wymienić:

1) wyższa sprawność wolumetryczna,
2) sposób działania rozrządu, nieograniczający w zasadzie liczby obrotów,
3) zdolność do pracy na bardzo ubogich mieszankach bez detonacji i przepalania zaworów wydechowych,
4) równomierniejszy i mniej hałaśliwy bieg,
5) prostsza budowa i mniejsza ilość części,
6) prawie idealna forma przestrzeni spalania z zapłonem po środku i bez specjalnie przegrzanych powierzchni.

W 1923 roku została przeprowadzona pod kontrolą angielskiego ministerstwa lotnictwa 50-godzinna próba tego silnika na zużycie paliwa. Użyte paliwo posiadało liczbę oktanową 60, średnie ciśnienie efektywne wynosiło 9,5 kg/cm² a średnie zużycie paliwa nie przekraczało 215 gr/KM godz. Jak na owe czasy był to znamienny wynik, zwłaszcza dla paliwa o tak niskiej liczbie oktanowej, niestety jednak silnik nie był przystosowany do dużej liczby obrotów, i otrzymane dla 1400 obr/min wyniki nie wzbudziły szerszego zainteresowania lotnictwa ku wielkiemu zmartwieniu autora. Silnik ten w dalszym ciągu przerobiono i przeznaczono wyłącznie do prób jako silnik Diesla, do czego rozrząd suwakowy okazał się idealny. W 1926 r. powrócono znowu do tego zagadnienia i w początkach roku 1927 zbudowano silnik o mniejszej objętości cylindra (70×110 mm), mogący osiągać do 5000 obrotów na minutę. Przy użyciu paliwa o liczbie oktanowej 70 otrzymano z tego silnika średnie ciśnienie efektywne 11,1 kg/cm² dla 4000 obr/min i 10 kg/cm² dla 5000 obrotów na minutę. Użycie oddzielnej sprężarki i zastosowanie jako pali-



Rys. 5. Przekrój podłużny doświadczalnego silnika typu Diesla o zmiennym stopniu sprężania. Średnica cylindra 76,2 mm (3"), skok tłoka 111 mm (4⅜").

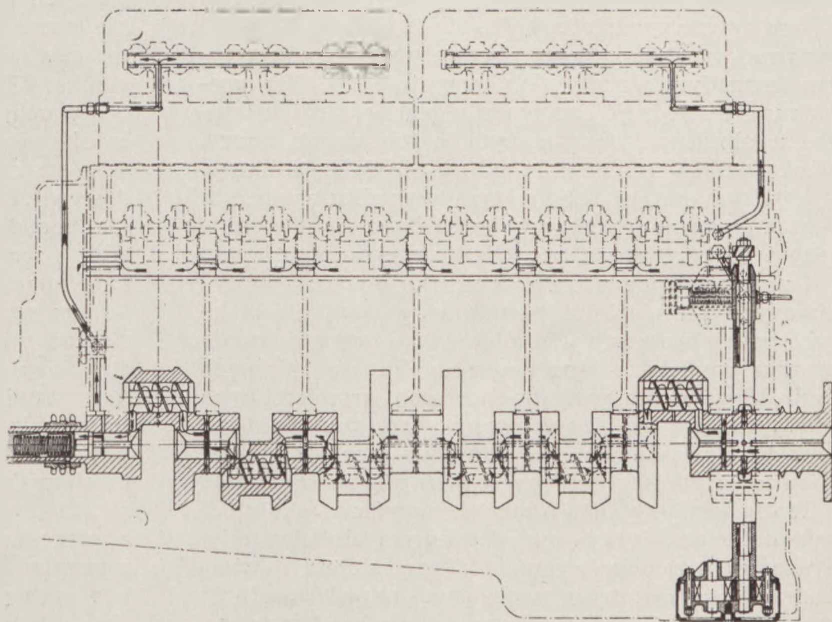


Rys. 6. Widok doświadczalnego silnika typu Otto o zmiennym stopniu sprężania. Średnica cylindra 76,2 mm (3"), skok tłoka 111 mm (4³/₈").

wa benzolu pozwoliło podnieść wynik do 21,4 kg/cm² przy 5000 obr/min., czemu odpowiada moc 116 KM z litra.

W 1927 roku wybudowano na zamówienie angielskiego ministerstwa lotnictwa nowy jednocylindrowy laboratoryjny silnik tego typu, przystosowany do wysokiego doładowania, na którym osiągnięto średnie ciśnienie efektywne 40 kg/cm² przy ciśnieniu ładowania 4 atmosfery. Podczas prowadzonych prób suwak pracował bez zarzutu, nie wykazując śladów przegrzania ani nadmiernego zużycia, chociaż z początku były trudności z mechanizmem napędowym, wynikłe z braku doświadczenia i wkrótce usunięte. Interesujące wyniki prób wzbudziły duże zainteresowanie ze strony angielskiego przemysłu lotniczego, lecz na nieszczęście jedyna wytwórnia, która bliżej zainteresowała się nimi, budowała silniki gwiazdowe, chłodzone powietrzem, podczas gdy wszystkie próby do 1927 r. prowadzono na jednocylindrówkach chłodzonych cieczą, i konstrukcja suwaka dostosowana była do pracy w tych warunkach. Na możliwość chłodzenia powietrzem głowicy, zaopatrzonej w głęboką wnękę, autor zapatrywał się dość sceptycznie, i dopiero wielkie zainteresowanie f. Bristol i jej głównego konstruktora p. Feddena doprowadziło w 1927 r. do wybudowania jednocylindrówki pracującej na tej zasadzie i chłodzonej powietrzem, o wymiarach cylindra 140×180 mm. Przeprowadzenie na niej prób nad najwłaściwszym sposobem chłodzenia głowicy pozwoliło na potwierdzenie powziętego uprzednio przypuszczenia, że suwak łącznie z filmem olejowym jest w stosunku do przepływu ciepła niemal „przezroczysty". Okoliczność ta pozwala na odprowadzanie ciepła z głowicy przez chłodzenie zewnętrznej powierzchni tulei cylindra nad szczelinami. Przekonano się więc, że jednakowe prawie ilości ciepła mogą być usunięte z głowicy zarówno przy bezpośrednim chłodzeniu jej cieczą, jak i przy przeprowadzaniu cieczy chłodzącej na obwodzie górnej części tulei. Spostrzeżenie to zrodziło nowy punkt widzenia na problem chłodzenia i pozwoliło opanować tę sprawę.

Cylinder pierwszej jednocylindrówki chłodzonej powietrzem wykonany był z wysokowęglistej stali, a suwak będący zarazem tuleją roboczą cylindra z żeliwa. Tak dobrany zespół pracował zadawalająco i pozwolił uzyskać średnie efektywne ciśnienie 10 kg/cm² i zużycie 185 gr/KM/godz. dla stosunku sprężania 6,8 : 1, przy pracy na paliwie o liczbie oktanowej 77 i ubogich mieszankach. Zbyt duży ciężar stalowego cylindra i kruchość żeliwnego suwaka dały pobudkę do zastosowania w następnej jednocylindrówce cylindra z kutego aluminium, a suwaka ze stali węglistej. Taki dobór materiałów okazał się nieodpowiedni, gdyż wskutek dużych różnic w rozszerzalnościach materiałów cylindra i suwaka tworzyły się podczas pracy nadmierne luzy między cylindrem i suwakiem, wpływające niekorzystnie na wymianę i odpływ ciepła z głowicy przez suwak. Niedostateczne chłodzenie powodowało z kolei wzrost temperatur głowicy i tłoka, co pociągało za sobą zaklejanie pierścieni tłokowych i ogólnie mierne wyniki pracy W następstwie przedsięwzięto poszukiwania za materiałem na suwak, który posiadałby taki sam współczynnik rozszerzalności jak aluminium. Zwrócono w pierwszym rzędzie uwagę na austenityczne żeliwo, jednak mimo przydatności pod tym względem wykazało ono niedostateczne własności fizyczne. Następnie zastosowano stal austenityczną, ale okazało się rychło, że dla dobrej pracy żeliwnych pierścieni tłokowych powierzchnia suwaka z takiej stali musi być utwardzona. Nad tym samym zagadnieniem pracowała w tym samym czasie ściśle współpracująca z autorem firma Bristol, dobierając ostatecznie azotowany suwak ze stali austenitycznej. Nieszczęśliwym zbiegiem okoliczności jednak wszystkie gatun-



Rys. 7. Układ smarujący 6-cylindr. silnika Diesla o średnicy cyl. 120,7 mm (4¾") i skoku tłoka 139,7 mm (5½").

ki stali o dużym współczynniku rozszerzalności posiadają małą przewodność cieplną, wynikiem czego jest gorsze chłodzenie tłoka i głowicy. Wysokiemu poziomowi technicznemu i dużemu doświadczeniu f. Bristol należy zawdzięczać, że przeszkdy te i trudności zostały opanowane i że budowa bezzaworowego gwiazdowego silnika lotniczego stanęła na bardzo wysokim poziomie technicznego rozwoju.

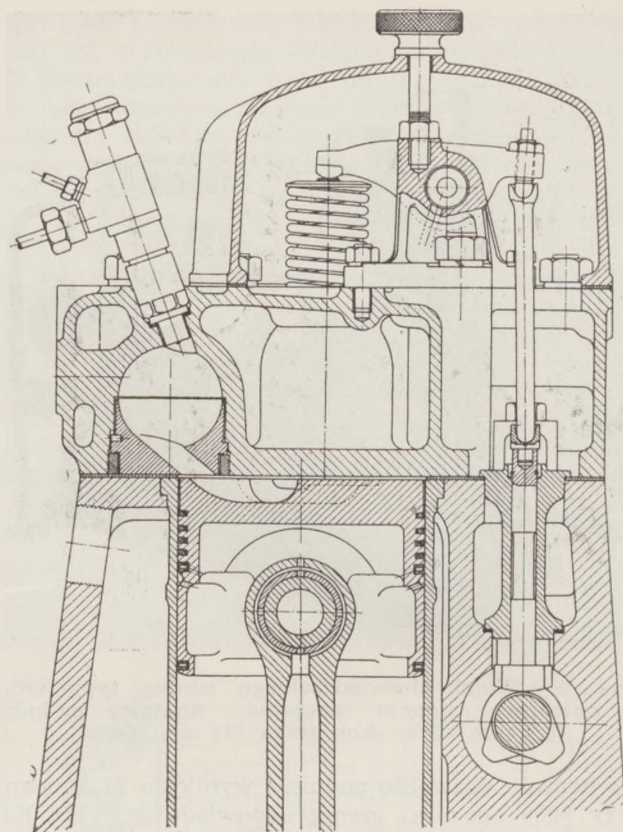
Autor żałuje, że brak jest dotychczas usiłowań ze strony angielskiego przemysłu lotniczego zbudowania pracującego na tej zasadzie silnika chłodzonego cieczą, co byłoby jego zdaniem znacznie łatwiejsze. Żal ten uzasadnia ponadto tym, że rozwiązanie pracy suwaka na jednocylindrówce chłodzonej cieczą nastąpiło znacznie wcześniej, zanim w ogóle przystąpiono do opanowywania tego zagadnienia dla silników chłodzonych powietrzem. Prawie wszystkie trudności, na jakie natrafiono przy rozwoju lotniczych silników bezzaworowych sprowadzały się ostatecznie do kwestii doboru materiałów, dostosowanego do chłodzenia powietrzem. Autor jest przeświadczony, że z silnika o rozrządzie suwakowym otrzyma się większe moce jednostkowe niż z silnika o rozrządzie zaworowym. Niezależnie od wymienionych zalet rozrząd suwakowy daje możliwość opanowania ruchu wirowego i uwarstwienia mieszanki.

Silniki Diesla

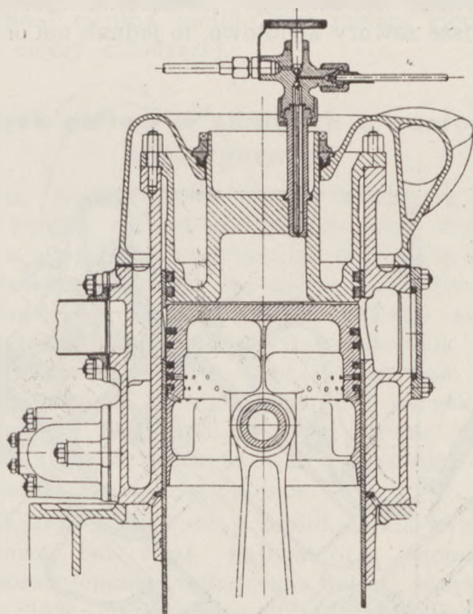
Na wstępie autor oświadcza, że przechodzi do omawiania przedmiotu z należytą skromnością, którą mu dyktują wybitne wyniki, uzyskane w dziedzinie konstrukcji Diesli lotniczych przez Niemców, podczas gdy w Anglii osiągnięto w tym kierunku bardzo niewiele. W przekonaniu autora istnieją trzy możliwości rozwiązania problemu budowy Diesla lotniczego:

1. Słabo doładowany czterosuw o wysokim stopniu sprężania.
2. Dwusuw o wysokim stopniu sprężania.
3. Wysoko doładowany czterosuw o stosunkowo niskim stopniu sprężania.

Pierwszy z nich o słabym doładowaniu, zastosowanym w rzeczywistości tylko dla zachowania stałej mocy na wysokości, będzie bezwątpienia pod względem termodynamicznym najkorzystniejszy. Nie wytrzymuje on jednak porównania pod względem ciężaru z silnikiem benzynowym o tej samej mocy. Różnicy tej wg. mniemania autora nie da się uniknąć, gdyż przyczyna jej leży w tym wypadku w dużym stosunku ciśnienia maksymalnego do ciśnienia średniego i w tym, że silnik Diesla zużytkowuje tylko 80% zassanego powietrza w stosunku do 100% wyzyskiwanych przez silniki gaźnikowe o zapłonie elektrycznym. Ostatnia wada niepełnego wyzyskiwania ładunku powietrza występuje ogólnie w silnikach Diesla, a więc dla wszystkich trzech wymienionych typów. Dalej zysk otrzymywany przez przepłukiwanie i doładowanie jest dla silników Diesla mniejszy z powodu mniejszej ich przestrzeni dawkowej. I tak, o ile dla silników Otto o stopniu sprężania około 6:1 zysk na mocy przy umiarkowanym doładowaniu, uzyskany przez doładowanie 15% przestrzeni dawkowej, wyrównywa straty mocy na napęd sprężarki i straty powstałe wskutek zasysania podgrzanego, a więc rzadszego powietrza, to dla silnika Diesla, o normalnym stopniu sprężania wzrost mocy, uzyskiwany z 6% przestrzeni dawkowej jest o wiele niższy. Konsekwencją tego dla silników Diesla jest brak proporcjonalności między ciśnieniem ładowania a średnim ciśnieniem efektywnym, znacznie niższym, niż należałoby się spodziewać. Z drugiej strony jednak nie ma dla silników Diesla obawy o wystąpienie detonacji, a ponadto wzrost temperatury doładowywanego powietrza jest tu daleko mniej nieprzyjemny niż dla silnika Otto. Silniki Diesla o bezpośrednim wtrysku paliwa pracują przy ciśnieniach maksymalnych przekraczających końcowe ciśnienia sprężania, przy czym nadwyżka tych ciśnień ponad końcowe ciśnienie sprężania zależy od przyjętego systemu silnika. Tak się niekorzystnie złożyło, że silniki o otwartej przestrzeni dawkowej pracujące bez uporządkowanego ruchu wirowego powietrza, odznaczające się najwyższą sprawnością cieplną, wymagają dla wydajnej pracy bardzo znacznego wzrostu ciśnienia ponad końcowe ciśnienie sprężania. Typy silników, pracujące z intensywnym zwirowaniem powietrza, znacznie bardziej zbliżają się do obiegu ze spalaniem przy stałym ciśnieniu. Mimo, że sprawność cieplna tych silników jest niższa wskutek większych strat ciepła do ścianek cylindra i wskutek strat energii potrzebnej do wywołania ruchu wirowego powietrza, to jednak są one zdolne do lepszego wyzyskania powietrza jak też do pracy przy dużo mniejszych ciśnieniach maksymalnych. Własność tę posiadają również silniki ze wstępną komorą zapłonową, aczkolwiek z nieco innych powodów. Dla wysokoprężnych czterosuwów o rozrządzie zaworowym, stopniu 17,5:1 i o najwyższym ciśnieniu 55 kg/cm² (rys. 8), uzyskano bez doładowania średnie efektywne ciśnienie 9 kg/cm², zaś przy 7,5 kg/cm² łączne jednostkowe zużycie paliwa i oleju wyniosło 180 gr/KM/godz. Dla


Rys. 8. Silnik wysokoprężny czterotaktowy o rozrządzie zaworowym.

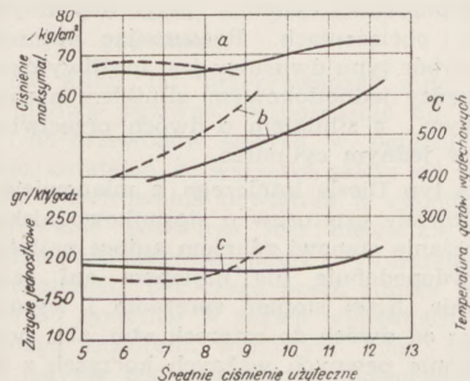
silnika o rozrządzie suwakowym (rys. 9) wywołującym wirowy ruch powietrza podczas zasysania powietrza, niemożność należytego wyzyskania powietrza stanęła na przeszkodzie osiągnięciu takiego samego średniego ciśnienia efektywnego, jednak łączne jednostkowe zużycie wyniosło tylko 165 gr/KM na godz. W wypadku drugim (rys. 9) zwirowanie powietrza jest bez wątpienia mniejsze, skutkiem czego mamy większe ciśnienia maksymalne dochodzące do 60 kg/cm² i w porównaniu z czterosuwem o rozrządzie zaworowym, gdzie ruch wirowy jest wytwarzany podczas sprężania, stosunek ciśnień maksymalnych do średnich wypada tu niekorzystniej, podczas gdy jednostkowe zużycie paliwa jest mniejsze. Przez doładowanie można trochę zmniejszyć wzrost ciśnień maksymalnych w stosunku do końcowych ciśnień sprężania, co jest wynikiem zmniejszenia się przewleczenia zapłonu jako następstwa zwiększonych temperatur i gęstości w końcu suwu sprężania. Przy zachowaniu poprzednio ustalonego granicznego maksymalnego ciśnienia 80 kg/cm² nie udało się jeszcze do dzisiaj, skutkiem niedostatecznej wrażliwości na doładowanie, przekroczyć dla silników Diesla o wysokim stopniu sprężania średniego ciśnienia 12,3 kg/cm² i wydobyć z litra ponad 33 KM przy 2500 obr/min.



Rys. 9. Silnik o rozrządzie suwakowym, wywołującym wirowy ruch powietrza podczas zasysania.

W odniesieniu do obciążeń silników gaźnikowych o zapłonie elektrycznym liczby te odpowiadałyby silnikowi przystosowanemu do pracy na paliwie o liczbie oktanowej 82 (rys. 10).

Druga możliwość rozwiązania Diesla lotniczego, mianowicie dwusuw o wysokim stopniu sprężania, przedstawia się najbardziej atrakcyjnie ze wszystkich trzech sposobów ze względu na możliwość lepszego wykorzystania materiałów konstrukcyjnych i na częściowe wyeliminowanie wpływu sił bezwładności reakcją sprężanego gazu. Zdaniem autora dwusuw jest jednak najtrudniejszym rozwiązaniem ze wszystkich trzech możliwości. Należący do tej grupy niemiecki Junkers o dwóch przeciwbieżnych tłokach w jednym cylindrze, mimo swego wysokiego stopnia rozwoju i konstrukcji, którą z punktu widzenia przepłukiwania i wysokiego współczynnika sprawności cieplnej można nazwać prawie idealną, jest pod względem wykorzystania miejsca i materiału nieekonomiczny. W dążeniu do przepłukiwania cylindrów od jednego końca do drugiego musiano zastosować przeciwbieżne tłoki, aby zaś przepłukiwanie było jak najskuteczniejsze, musiano dać bardzo duży skok.



Rys. 10. Wyniki prób na wysokoprężnym silniku Diesla z komorą wirową, o wymiarach cylindra 120 × 140 mm. Stopień sprężania 17,5:1; ciśnienie ładowania 1,347 atm. abs. Moc pobieraną przez sprężarkę uwzględniono, zakładając, że sprężanie odbywa się adiabatycznie i, że współczynnik sprawności tego obiegu wynosi 70%. Ciśnienie maksymalne ograniczone do 73 kg/cm². Linie przerywane odnoszą się do tego samego silnika bez doładowania i przy ciśnieniu maksymalnym, dobranym na najlepszą sprawność.

a — ciśnienie maksymalne w cylindrze
b — temperatura spalin
c - - jednostkowe zużycie paliwa

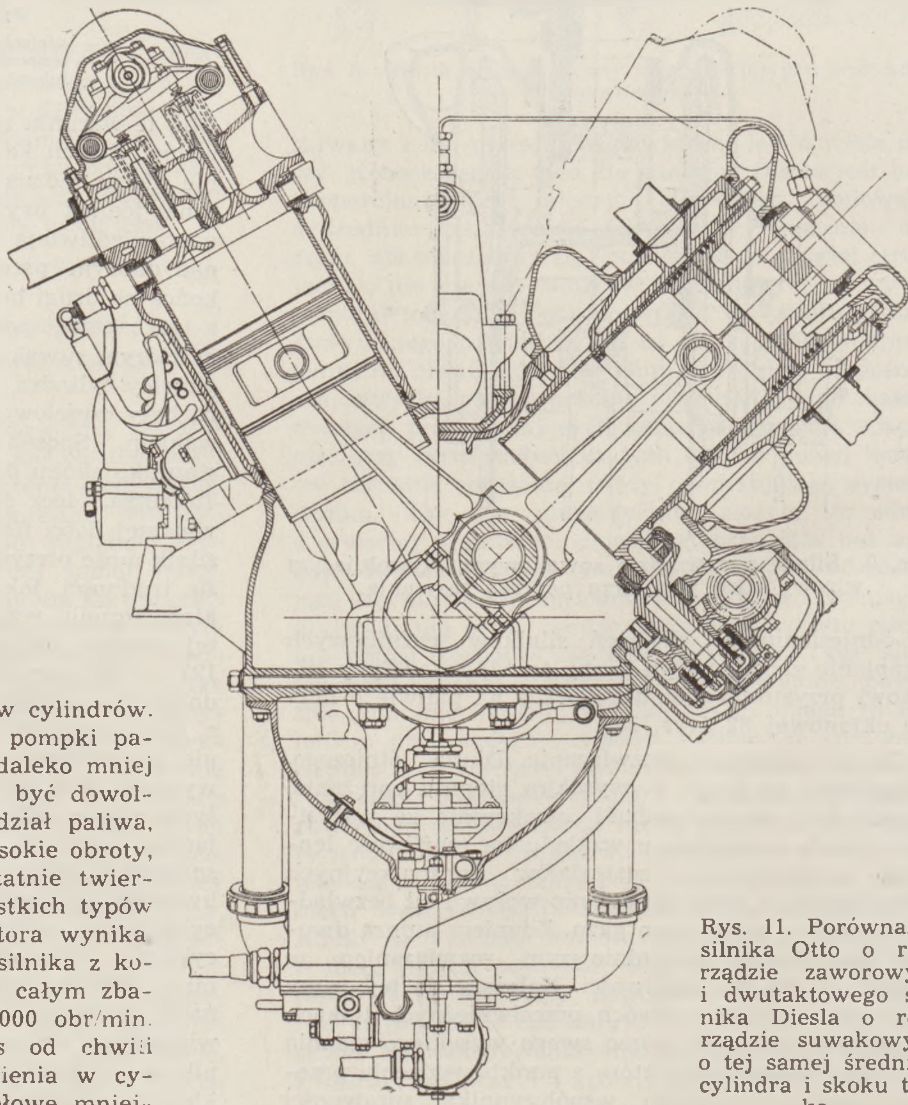
Oba te warunki zostały spełnione, ale kosztem dwóch wałów, dwóch karterów i złożonej przekładni. Ogólnie biorąc można stwierdzić, że jest to zbyt wysoka cena, jednak uzyskane z silników Junkersa wyniki usprawiedliwiają wybór tego typu. Autor pracował nad dobrym przepłukiwaniem cylindrów z jednego końca na drugi bez użycia dwóch tłoków w cylindrze, a tylko przez zastosowanie rozrządu suwakowego, w którym suwak sterował szczeliny wydechowe przy głowicy cylindra, a szczeliny wlotowe w dole cylindra były częściowo sterowane tłokiem i częściowo suwakiem. Sposób ten nie zapewnia tak korzystnego stosunku skoku do średnicy cylindra, jak w silnikach Junkersa, lecz daje wzamian swobodę w związaniu większej ilości tłoków z jednym wałem, dzięki czemu silnik może otrzymać dowolny układ, a ponadto unika się trudności, jakie występują przy sterowaniu tłokiem szczelin wydechowych (rys. 11). Na opartej na tej zasadzie jednocylindrówce o wymiarach cylindra 127 × 140 mm, otrzymano przy 2500 obr/min kilka dobrych wyników, jak następuje: przeciętna moc z litra wynosiła około 37,5 KM, największe ciśnienie nie przekroczyło 75 kg/cm², ciśnienie przepłukujące wynosiło 0,56 kg/cm², a przeciętne jednostkowe zużycie paliwa 172 gr/KM godz. (rys. 12). Przepłukującego powietrza dostarczała oddzielnie napędzana sprężarka, której mocy podane wyżej wyniki nie uwzględniają. Główna trudność dla tego typu jednocylindrówki leżała w wykonaniu takiego lekkiego cylindra, który pozostałby okrągły i nie krzywił się mimo dużych różnic w warunkach pracy przy szczelinach wlotowych i wydechowych. Między innymi rozwiązaniami omawianej zasady należy wymienić silnik ze szczelinami wlotowymi, sterowanymi suwakiem i z zaworami wydechowymi w głowicy, jednak

liczba obrotów takiego silnika byłaby zbyt wcześnie ograniczona bezwładnością zaworów. Inne jeszcze rozwiązanie to szczeliny wlotowe i wydechowe w dole cylindra sterowane suwakiem, jednak rozwiązanie to nie było poważnie brane pod uwagę ze względu na brak miejsca na szczeliny i na trudność dokładnego przepłukania cylindra przy aktualnych dziś obrotach i obciążeniach. Reasumując autor stwierdza, że wybór typu dwusuwu jest możliwy dzisiaj jedynie między jednotłokowym silnikiem o rozrządzie suwakowym, a silnikiem o dwóch przeciwbieżnych tłokach w jednym cylindrze.

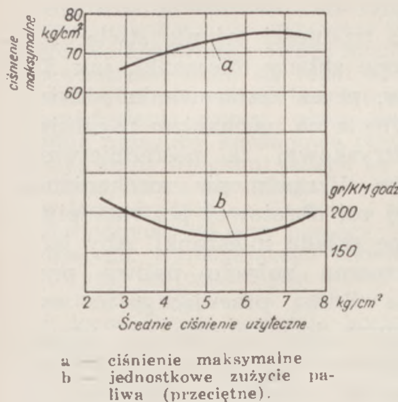
Trzeci typ Diesla lotniczego, a mianowicie wysoko doładowany czterosuw o stosunkowo niskim stopniu sprężania stanowi zdaniem autora najłatwiejsze, ale prawdopodobnie nie najlepsze ani ostateczne rozwiązanie. Niski stopień sprężania i wysokie doładowanie od dwóch do czterech atm. abs. pozwalają na uzyskanie pewnych ważnych korzyści, z których pierwsza to lepsze wyzyskanie doładowania dzięki większej przestrzeni dawkowej, wynoszącej 10 do 12% objętości skokowej. Druga korzyść to możliwość powiązania zalet małych cylindrów i stosunkowo dużych przestrzeni dawkowych. Po trzecie wyższa temperatura zasysanego powietrza zmniejsza przewleczenie zapłonu i pozwala przy starcie na zbliżenie się do spalania przy stałym ciśnieniu. I wreszcie najważniejsza zaleta to bardzo korzystny stosunek ciśnienia średniego do maksymalnego, lepszy nawet niż dla silnika gaźnikowego.

Nawiązując do wyrażonych na początku odczytu przewidywań o przyszłej tendencji rozwojowej silników lotniczych, idącej w kierunku dużej ilości małych cylindrów i znacznego podwyższenia obrotów, autor stwierdza, że czterosuw Diesla wykazuje wyższość pod względem możliwości w tym kierunku nad innymi typami silników. Jednym z głównych względów, stojących na przeszkodzie powiększeniu ilości cylindrów i zmniejszeniu ich wymiarów, jest dla silników gaźnikowych to, że takie akcesoria silnika, jak iskrowniki, gaźniki itp., zajmują dużo miejsca, i że ich wielkość nie zależy wcale albo w niewielkim stopniu od wymiarów cylindrów. Dla silników Diesla akcesoria jak pompki paliwowe, wtryskiwacze nastręczają daleko mniej kłopotu, przewody paliwowe mogą być dowolnie prowadzone bez obawy o rozdział paliwa, sam zaś cykl pracy pozwala na wysokie obroty, nawet do nich zachęcając. To ostatnie twierdzenie nie dotyczy być może wszystkich typów Diesli, jednak z doświadczenia autora wynika że indykowana sprawność cieplna silnika z komorą wirową rośnie z obrotami w całym zbadanym zakresie, sięgającym 4000 obr/min. Przy tych wysokich obrotach czas od chwili wtrysku do początku spadku ciśnienia w cylindrze przy rozprężaniu był o połowę mniejszy od czasu między pojawieniem się iskry i początkiem rozprężania w silniku gaźnikowym o normalnym zwirowaniu mieszanki (rys. 13). Jeżeli wziąć pod uwagę celowość pracy przy coraz wyższych ciśnieniach maksymalnych i dążenie do pozbycia się uciążliwych mechanizmów pomocniczych, to dojdzie się zdaniem autora do wniosku, że wszystko przemawia za konstrukcją silników Diesla o dużej ilości małych cylindrów. Dotyczy to zwłaszcza silnika Diesla w stosunkowo niskim stopniu sprężania, dla którego odpada jedyny zarzut, dający się wysunąć w stosunku do koncepcji dużej ilości małych cylindrów, dotyczący zbyt małej przestrzeni dawkowej i związanych z tym trudności w umieszczeniu wtryskiwaczy, świec do grzania i t. p.

Rozpatrując ogólnie odpływ ciepła z silnika, wydaje się na pierwszy rzut oka, że Diesel jest pod tym względem w korzystniejszych warunkach ze względu na niższe średnie temperatury obiegu. Jest jednak inaczej, gdyż mamy w nim do czynienia z daleko większymi miejscowymi skupieniami ciepła niż w silniku Otto, a to z powodu miejscowych, wyższych temperatur spalania, większych gęstości i intensywniejszych ruchów wirowych. Pomimo, że dla pewnego określonego obciążenia posiada on chłodniejsze zawory wylotowe, to jednak ma on punk-



Rys. 11. Porównanie silnika Otto o rozrządzie zaworowym i dwutaktowego silnika Diesla o rozrządzie suwakowym o tej samej średnicy cylindra i skoku tłoka.



a — ciśnienie maksymalne
b — jednostkowe zużycie paliwa (przeciętne).

Rys. 12. Wyniki prób na dwusuwie Diesla o rozrządzie suwakowym, pracującym ze zwirowaniem powietrza. Wymiary cylindra 127 × 140 mm. 2500 obr/min. Sprężarka napędzana oddzielnie, pobieranej przez nią mocy nie uwzględniono w rachunku. Ciśnienie powietrza przepłukującego 0,56 kg/cm², temperatura 60° C., wydatek 7,2 m³/min.

ty w komorze spalania, na głowicy i tłoku, gdzie ilość ciepła do odprowadzenia jest większa niż w silniku Otto. Jest to dalszy argument za budową jaknajmniejszych cylindrów, dla których skraca się odległość między miejscami wywiązania i odprowadzania ciepła. Jest to także wzgląd, dla którego autor odnosi się sceptycznie do możliwości budowy chłodzonego powietrzem Diesla lotniczego o wysokim jednostkowym obciążeniu, gdyż tam, gdzie mamy do czynienia z miejscowymi skupieniami ciepła, przewodność cieplna metalu nie zastąpi ciepła parowania cieczy chłodzącej.

Wtrysk paliwa w silnikach o zapłonie elektrycznym

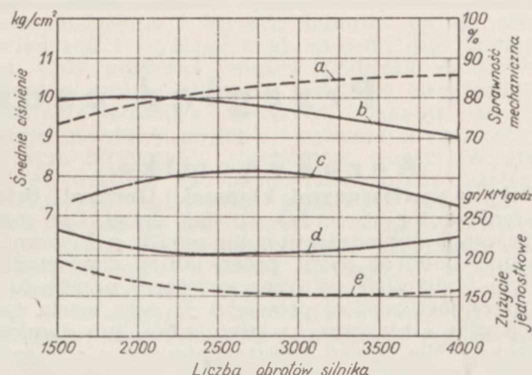
Zdania, wypowiadane na ten temat, wykazują na ogół wielkie rozbieżności między sobą. Autor sądzi, że za wtryskiem przemawiają zmienione warunki użytkowania silnika, spowodowane wprowadzeniem śmigieł o zmiennym skoku i daleko posuniętego doładowania, podczas gdy doświadczenia, zdobyte nad małymi Dieslami, usunęły na bok obawę przed trudnościami w odmierzaniu i wtryskiwaniu bardzo małych ilości paliwa. W-g autora najważniejsze korzyści wtrysku paliwa w stosunku do zasilania gaźnikiem są następujące:

1. Powstaje możliwość przepłukiwania przestrzeni dawkowej bez strat paliwa oraz zapewnienia w ten sposób lepszego chłodzenia tłoka i zwiększenia o 10 do 15% ciężaru powietrza, zatrzymywanego w cylindrach. Na tej drodze autorowi udało się podwyższyć moc o 15% przy tym samym ciśnieniu ładowania, kosztem podwyższenia zużycia powietrza o 20%.

2. Mimo, że najmniejsze jednostkowe zużycie paliwa schodzi bardzo nieznacznie a może nawet wcale poniżej zużycia dla silnika z dobrze wyregulowanym gaźnikiem, może być ono jednak ze znacznie większą pewnością uzyskiwane dla całego zakresu obciążeń silnika.

3. Wtrysk paliwa umożliwia zastosowanie mało lotnych paliw, która to możliwość nabiera znaczenia z tego względu, że istnieją dzisiaj liczne źródła produkcji paliw o wysokich liczbach oktanowych, ale zbyt małej lotności, nie pozwalającej na pracę w normalnych gaźnikach.

Już od kilku lat przeprowadzał autor próby wtrysku paliwa zarówno bezpośrednio do cylindra jak też i do przewodów ssących w pobliżu zaworu wlotowego, ustalając, że wszystko zależy od wielkości i sposobu zwirowania powietrza w cylindrze. Jeżeli zwirowanie powietrza jest niewielkie, to na ogół trudno jest otrzymać dobre wymieszanie paliwa z powietrzem, bez czego praca silnika pozostawia wiele do życzenia. W takich wypadkach wtrysk paliwa przed zaworem wlotowym mógł uratować sytuację, jedynie pod warunkiem doprowadzenia go dostatecznie wcześnie podczas suwu ssania, lecz wtedy znów wchodziło się w obszar, w którym istnieje niebezpieczeństwo strat paliwa razem z przepłukującym powietrzem. Przy silnym ruchu wiro-



Rys. 13. Wyniki prób na małym szybkobieżnym doświadczalnym silniku Diesla (1 cyl.) o rozrządzie zaworowym z komorą wirową, o stopniu sprężania 19,5:1 i o wymiarach cylindra 75 × 100 mm. Ciśnienie maksymalne ograniczono do 65—70 kg/cm². Zużycie jednostk. paliwa mierzono dla momentu obrotowego mniejszego o 10% od maksymalnego.

a — średnie ciśnienie indykowane
b — współcz. sprawności mechanicznej
c — średnie ciśnienie użytkowe
d — jednostkowe zużycie paliwa odniesione do mocy na sprzęgle
e — jednostkowe zużycie paliwa odniesione do mocy indykowanej.

wym powietrza równie dobre wyniki daje wtrysk paliwa do cylindra jak i do kanału wlotowego, przy czym chwila i sposób wtrysku nie odgrywają roli pod warunkiem, że wtrysk nie następuje w zbyt późnym okresie suwu ssania.

Z powodów wymienionych powyżej wtrysk pali-

wa nadawał by się lepiej do silników o rozrządzie suwakowym, ponieważ te z natury rzeczy stwarzają podczas suwu ssania bardzo silne zwirowanie powietrza, które może przyjąć jedną z dwóch następujących form: intensywnego lecz nieregularnego zwirowania lub uregulowanego w przybliżeniu wirowego ruchu powietrza. W wypadku pierwszym obojętne jest jak, gdzie i kiedy nastąpi wtrysk paliwa, i jednakowo dobre wyniki otrzymano w dużym zakresie chwil wtrysku paliwa, do cylindra bądź do przewodu ssącego. Dla silnika o wirowym ruchu powietrza wokoło cylindra moc zależy w dużym stopniu od chwili wtrysku, lecz w wypadku tym istnieje możliwość pracy przy mieszance uwarstwionej w ten sposób, że w środku naokoło świecy znajduje się rdzeń mieszanki bogatszej, otoczonej wokoło warstwami uboższymi. Taki warstwowy rozkład mieszanki pozwala, jak to wynika z doświadczeń autora, na pracę w bardzo szerokim zakresie średnich składów mieszanki i na uzyskiwanie przy obniżonych obciążeniach jednostkowych zużyć dużo mniejszych niż dla mieszanek jednorodnych.

Wysuwana przez niektórych trudność uzyskania odpowiedniego stosunku paliwa do powietrza przy wszystkich warunkach pracy silnika została zdaniem autora przesadzona, gdyż na doświadczalnym sześciocylindrowym silniku trudności tej nie stwierdzono, uzyskując takie same składy mieszanki, jak dla nowoczesnych gaźników, przez zastosowanie oddziaływania ciśnienia na wlocie na mechanizm regulujący wydatek pompy wtryskowej za pośrednictwem membrany lub mieszka. Uzupełnienie mechanizmu dźwignią o przestawnej osi obrotowej pozwala pilotowi na dowolną zmianę składu mieszanki. Aby jednak zapobiec nadmiernemu zużyciu paliwa przy zdławieniu przepustnicą silnika, pracującego na wysokich obrotach (np. przy locie nurkowym, przyp. tłom.), zastosowano wprowadzenie małych ilości spalin do przewodu ssącego, uzyskując zmniejszenie podciśnienia przy pracy na zmniejszonym obciążeniu i obrotach normalnych; dzięki temu staje się możliwe dalsze obniżenie podciśnienia, doprowadzające do odcięcia dopływu paliwa wówczas, gdy liczba obrotów silnika wzrośnie ponad obroty biegu luzem.

ERRATA

W numerze marcowym „Techniki Lotniczej", w artykule inż. Rzeczyckiego p. t. „Pompy próżniowe, ich zastosowanie i konstrukcja", na str. 59 w prawej szpalcie, wiersz 19 od góry, zamiast „ok. 20 godzin", powinno być „ok. 220 godzin".

Przegląd czasopism technicznych

Aerodynamika

Płaty z zawieszonymi klapami. Gerhard Schmitz. Na wstępie autor stwierdza, że jak dotąd, nie zbadano teoretycznie i dokładnie opływu profili z klapami, zastosowanie bowiem teorii potencjalnej doprowadza do znacznych odchyleń od rzeczywistego przebiegu zjawisk, natomiast prędzej prowadzi do celu teoria opływu płaskich płyt z klapami, t.j. płyt jedno- lub dwukrotnie załamanych. Nie chodzi zresztą autorowi o opracowanie dokładnej metody obliczenia, raczej pragnie tak posegregować wyniki doświadczeń, by na podstawie pewnych wysuniętych stąd wniosków można było zgóry obliczyć działanie klap innego rodzaju. Omawiana jest tylko klapa najprostszej konstrukcji. Zagadnienie jest podzielone na dwa kierunki: 1) zbadanie skrzydeł o klapach wzdłuż całej rozpiętości skrzydła (zagadnienie dwuwymiarowe) i 2) zbadanie skrzydeł o klapach wzdłuż dowolnej części rozpiętości skrzydła (zagadnienie trójwymiarowe). W wypadku pierwszym autor wyprowadza wzory dla współczynników wyporu i momentu skrzydła, klapy i klapki pomocniczej; są to proste zależności liniowe o współczynnikach stałych i zmiennych, ustalanych według danych wykresów na podstawie doświadczeń i służących raczej dla uzgadniania rachunku z wynikami doświadczeń. Dalej podano wzór dla prostego wyznaczania przyrostu oporu kształtu, wywołanego wychyleniem klapy. Przy zastosowaniu klap o różnej długości, wyznaczenie momentów oraz rozmieszczenia wyporu staje się możliwe przez zastosowanie wzoru dla klapy zastępczej, zajmującej całą rozpiętość skrzydła. Wyniki obliczeń porównano z wynikami prób tunelowych z modelami dolnopłatowców, jak również z wynikami lotów próbnych i stwierdzono przy tym dość dobrą zgodność wyników. Luftfahrtforschung, 20.I.1938, str. 13—18, rys. 10.

Rozkład momentu skręcającego skrzydło wzdłuż rozpiętości. J. Kleinwächter. — Autor znajduje najpierw, np. metodą Lippischa (Luftfahrtforschung Bd. 12 (1935) nr 3), rozkład wyporu wzdłuż rozpiętości skrzydła i wyprowadza wzór różniczkowy dla momentu skręcającego. Wzór ten daje po przekształceniu rozkład momentu skręcającego analogiczny do rozkładu wyporu. Wykreślne całkowanie daje rozmieszczenie momentu na skrzydle, potrzebne dla rachunku wytrzymałościowego pokrycia skrzydła. — Luftfahrtforschung. 20.III.38, str. 125—126, rys. 3.

Przyczynek do płaskiej teorii usterzeń. J. Kleinwächter. — Autor podaje prosty sposób obliczenia wpływu szczeliny między sterem a statecznikiem usterzenia o nieskończenie wielkim wydłużeniu na współczynniki siły aerodynamicznej. Metoda polega na obliczeniach drogą kolejnych przybliżeń, szybko dających wyniki o pożądanej dokładności. Metodę tą należy traktować jako pierwsze przybliżenie w tym samym znaczeniu, jak metoda Glauerta dla skrzydła z klapą. Podany sposób obliczenia nie obejmuje wypadku steru kompensowanego przez cofnięcie osi zawias poza krawędź natarcia steru. Ten wypadek winien być raczej uwzględniony w drugim obliczeniu drogą kolejnych przybliżeń. Z artykułu wynika bowiem, że dla niezbyt małych szczelin wynikające przy tym odchylenia są wielkościami małymi wyższego rzędu. — Luftfahrtforschung. 20.III.38, str. 127—130, rys. 10, formularz i 2 tablice.

Niektóre wnioski, wysnute z metody obliczania osiągów bez użycia biegunowej. J. Kleinwächter. — Ogłoszona w Z.F.M. Bd. 18 (1927) metoda Schrenka dla obliczenia osiągów bez użycia biegunowej doprowadza, autora artykułu do wzorów, pozwalających na ocenę wpływu danych konstrukcyjnych samolotu na jego osiągi. Na podstawie wzoru wykreślono nomogram dla oceny oporu szkodliwego danego samolotu. Wyprowadzono wzory dla oceny rachunkowej wpływu zmiany ciężaru oporu lub mocy na pułap, wpływu zmiany oporu lub sprawności na maksymalną prędkość samolotu, wpływu zmiany ciężaru, rozpiętości, oporu i mocy na prędkość opadania wzgl. wznoszenia. Dalej wyprowadzono wzory dla oceny minimum mocy oraz zasięgu samolotu. — Luftfahrtforschung. 20.III.38, str. 131 — 132, rys. 4.

Płatowce

Wiropłat Hafnera. Raoul Hafner. Sądząc z naszych publikacji, zainteresowanie płatami wirującymi za granicą znacznie wzrosło w ostatnich czasach. Wobec trudności konstrukcyjnych, jakie nastręcza śmigłowiec (helikopter), szereg konstruktorów poszło śladami de la Cierva'y i stara się udoskonalić wiropłat (autożyro jest nazwą prawnie zastrzeżoną dla maszyn budowanych na zasadzie patentów de la Cierva'y i wiropłat—gyroplane—jest nazwą ogólną dla maszyn posiadających śmigło nośne swobodnie obracające się na zasadzie autorotacji). Jednym z tych konstruktorów jest p. Hafner, który rozpoczął swe prace w r. 1930 w Wiedniu, a obecnie pracuje

w Anglii. W odczycie przed Royal Aeronautical Society przedstawił wyniki osiągnięte przez siebie i opisał szczegółowo konstrukcję swego modelu A. R. III. Wiropłat ten zewnętrznie mało się różni od autożyra typu C 30, tak samo jest sterowany bez lotek i steru wysokości przez przechylanie rotoru, płaty śmigła nośnego jednakowo mają przeguby kardanowe przy piaście. Różnica między obydwoma śmigłami polega na tym, że u Hafnera piasta rotoru obraca się dokoła sztywnej osi, która przenosi siły bezpośrednio na kadłub, a zmiana kąta natarcia płatów odbywa się przy pomocy osobnego mechanizmu sterującego, wymagającego niewielkich sił na drążku sterowym; ten ostatni jest wolny od sił wtórnych i drgań, co można udowodnić rachunkowo i co potwierdziło się w locie. Drugą nowością konstrukcyjną jest „dźwignia dająca wypór" (lift lever), służąca do osiągnięcia bezpośredniego startu bez rozbiegu, do nastawienia rotora na optymalne obroty w locie i do zmniejszenia do zera gdy maszyna jest na ziemi. Łopatki — czy płaty — śmigła nośnego są zamocowane do uchwytu na piaście za pomocą cięgna o określonej sztywności na skręcenie; pozwala to na przeniesienie sił odśrodkowych bez tarcia i innych niedogodności, związanych z łożyskami podłużnymi, i daje lepszą stateczność kąta natarcia łopatek. Sterowanie kierunkowe odbywa się przy pomocy steru o osi pochylonej w płaszczyźnie symetrii maszyny. W dalszym ciągu autor wyprowadza zależności matematyczne, charakteryzujące sterowanie rotoru. Zdjęcia filmowe potwierdziły opinię pilotów o wybitnej zwrotności maszyny i pokazały starty z miejsca i lądowania bez dobiegu w różnych warunkach atmosferycznych. Ciekawym momentem w dyskusji było zakwestionowanie oryginalności konstrukcji i niektórych wywodów prelegenta przez p. Bennetta, współpracownika ś. p. de la Cierva'y; dyskusja ta toczyła się też częściowo na łamach Flight (28.X.37 i 11.XI.37) — wydaje się, że p. Hafner wyszedł z niej bez uszczerbku. Journal of the Royal Aeronautical Society, February 1938, str. 109 — 158, rys. 27.

Śmigłowiec Focke. H. Focke. Po sensacyjnych rekordach, ustanowionych w ubiegłym roku na śmigłowcu konstrukcji Fockego (wysokość 2440 m, przelot 109 km w linii prostej, lot w zamkniętej hali), jasne się stało, że zagadnienie śmigłowca zostało praktycznie rozwiązane, i że ten typ maszyny szybko zdobędzie sobie prawo obywatelstwa w lotnictwie. W przytoczonym artykule konstruktor, znany dotychczas jako fabrykant pierwszorzędnych samolotów akrobacyjnych, podaje myśli, które nim kierowały podczas projektowania i budowy swego śmigłowca. Celem było zbudowanie aparatu, który by spełniał następujące warunki: możliwość przymusowego lądowania z wyłączonym silnikiem, sterowność i stateczność, ogólne bezpieczeństwo, prostota pilotażu, znośne osiągi, rozsądne wymagania pod względem obsługi. Punkty te są omówione po kolei, wraz z przeglądem niektórych dotychczasowych rozwiązań. Z analizy porównawczej samolotu wiropłata (autożyra) i śmigłowca wynika na podstawie osiągniętych wyczynów, że przy równej mocy i jednakowym ciężarze użytecznym największą prędkość wznoszenia posiada śmigłowiec, mimo że jest najcięższy, najmniejszą — wiropłat, choć najlżejszy; pod względem prędkości poziomej oba śmigła nośne ustępują samolotowi. Zalety śmigłowca jak pionowy start i lądowanie oraz możność utrzymania się nieruchomo w stosunku do powietrza są aż nadto wystarczającą kompensatą. Wiropłat stanowi rozwiązanie pośrednie, któremu technika śmigła nośnego wiele zawdzięcza, lecz należy go uważać jako konstrukcję przejściową. Następuje opis aparatu i jego budowy. Zauważyć należy, że małe śmigło przed silnikiem służy jedynie jako wentylator, niezbędny wobec małej prędkości postępowej przy wznoszeniu. Luftwissen, Februar 1937, str. 33—39, rys. 12.

Technologia

Zagadnienia wytrzymałości i projektowania przy budowie przyrządów o dużych rozmiarach w produkcji samolotów metalowych. F. Griebsch. — Zagadnienia wytrzymałości i projektowania dużych przyrządów powstawały w miarę rozwoju produkcji samolotów metalowych i znajdowały odpowiednie rozwiązanie. Sięgając wstecz autor określa postulaty stawiane konstruktorom przyrządów. Dziś postulaty te dyktowane są wzrastającymi rozmiarami produkcji i koniecznością normalizacji. Autor omawia zasadniczy układ przyrządów, występujące obciążenia i kwestię budulca na tle zebranych doświadczeń i wyciąga stąd wnioski dla dalszego rozwoju. Cały przyrząd można podzielić na trzy grupy elementów, mianowicie na podstawę przyrządu, części pośrednie i właściwe uchwyty. Okazuje się, że konstrukcję podstawy najlepiej wykonać z rur, zachowując przy tym sztywność i ruchomość całości. W produkcji seryjnej możliwa jest nastawność przez zastosowanie pomocniczych uchwytów klinowych lub śrub, należy jednak uważać na dobroć złącz i mocną budowę poszczególnych części konstrukcji. Części przyrządu pośrednie najlepiej zbudować z profili normalnych lub, jeśli to są części małe, odlewać w żeliwie. Tam, gdzie się należy liczyć ze znacznymi siłami skręcającymi lub gdzie, np. ze względu na wymienność, wskazana jest lekka budowa, stosują konstrukcję z profilów wydrążonych. Ukształtowanie imadeł w dużym stopniu zależy od kształtu danej części samolotu. — Luftwissen. 1938, Nr 2, str. 41—45, rys. 10.

Kronika Związku Polskich Inżynierów Lotniczych

KOMUNIKAT ZARZĄDU

Nowy lokal związkowy

Z dniem 1 kwietnia 1938 r. lokal Z. P. I. L. został przeniesiony pod adres:

ALEJA SZUCHA 4 m. 66 (tel. 705-13)

Krok ten, stanowiący doniosły postęp w życiu naszego Związku, został umożliwiony dzięki powiększeniu budżetu, będącego wynikiem równoczesnego przyrostu liczby członków i podwyższenia składek.

W lokalu tym mieszczą się wszystkie agendy Związku oraz Redakcja i Administracja organu Z. P. I. L., miesięcznika „Technika Lotnicza".

Dzięki dogodnemu położeniu, lokal winien odegrać ważną rolę w życiu Związku, stając się punktem zbornym dla członków. Data oddania lokalu do użytku członków, oraz godziny urzędowania członków Zarządu zostaną podane w następnym komunikacie.

Opuszczając poprzedni lokal, mieszczący się w Instytucie Aerodynamicznym, Związek wyraża na tym miejscu swą głęboką wdzięczność Panu Profesorowi Czesławowi Witoszyńskiemu, dzięki którego uprzejmości i gościnności znajdywał przez szereg lat bez kosztów dla siebie pomieszczenie w gmachu Instytutu.

Komunikat Nr 2/38

Poprzedni komunikat (Nr 2/38) został bezpośrednio rozesłany członkom. Zawierał on apel w sprawie podawania Zarządowi aktualnych adresów członków oraz wszelkich zmian adresu lub miejsca pracy. Apel ten przypominamy uwadze Kolegów, którzy nań jeszcze nie odpowiedzieli.

Konkurs na przyrząd do mierzenia zużycia paliwa w locie.

Dowództwo Lotnictwo ogłosiło konkurs na „Przyrząd do mierzenia zużycia paliwa w locie". W konkursie mogą brać udział wynalazcy krajowi, wojskowi i cywilni. Nie jest wymagane, aby nagrodzony projekt był opatentowany, ani też odstąpiony bezpłatnie na rzecz M. S. Wojsk. Rozwiązanie konstrukcyjne musi być nowe, nigdzie nie publikowane, ani też nie zgłoszone do opatentowania przez osoby trzecie. Wynalazki zakupione przez M. S. Wojsk. (lub przedsiębiorstwa), nie mogą być przedstawiane na konkurs.

Prace konkursowe należy złożyć lub przesłać do Instytutu Technicznego Lotnictwa — Warszawa, Puławska 2, najpóźniej do dnia 15 listopada 1938 r. Za prace konkursowe zostało ustanowionych 28 nagród na łączną sumę zł 35.000. Informacji w sprawie konkursu udziela Referat Prawny Biura Technicznego ITL, tel. 708-46.

Poniżej podajemy warunki techniczne konkursu:

1. Przyrząd do mierzenia zużycia paliwa w locie czyli przepływomierz ma za zadanie wskazywać przepływ paliwa do gaźnika, w l/godz. lub kg/godz.

2. Wbudowanie przepływomierza nie może powodować zakłóceń (nieregularności) w dopływie paliwa do gaźnika i stwarzać zbyt dużego oporu; strata ciśnienia przy przepływie przez paliwomierz nie powinna przekraczać 100 gr/cm² przy wydatku maksymalnym. Pożądane jest jednak, by przepływomierz działał przy małych różnicach ciśnień, np. przy zasilaniu gaźnika opadowo.
3. Wskazania przepływomierza muszą być odczytywane w czasie lotu, w kabinie pilota lub obserwatora. Pożądane jest, żeby wskaźnik dawał się zabudować na tablicy przyrządów, jako przyrząd o normalnych wymiarach.
4. Uszkodzenie (zacięcie się, unieruchomienie) przepływomierza nie może powodować odcięcia przepływu paliwa do silnika.
5. Błędy wskazań przepływomierza nie mogą przekraczać 2%.
6. Przepływomierz powinien działać prawidłowo i nie wykazywać błędu większego od dopuszczalnego w następujących warunkach:
   a) niezależnie od pochylenia, przynajmniej jednak przy odchylaniu o 30° od położenia normalnego;
   b) niezależnie od zmian temperatury, zachodzących w warunkach pracy na samolocie;
   c) niezależnie od wahań temperatury w rurociągu paliwowym;
   d) niezależnie od składu użytego paliwa.
7. Przepływomierz, o ile możności, nie powinien wymagać przeskalowywania przy używaniu różnych paliw (o różnym ciężarze gatunkowym).
8. Dokładność odczytu na skali powinna być nie mniejsza od 2% przepływu (np. przy przepływie 100 l/h, skala powinna umożliwiać odczyt z dokładnością 2 l/h.
9. Zakres działania danego modelu przepływomierza, czyli stosunek najmniejszego do największego przepływu, przy których przyrząd prawidłowo wskazuje, nie powinien być mniejszy niż 1:4 (np. najmniejszy przepływ odczytywalny 80 l/h, największy 320 l/h).
10. Pożądane jest, żeby przepływomierz mógł działać jako przyrząd piszący.

Za Zarząd:

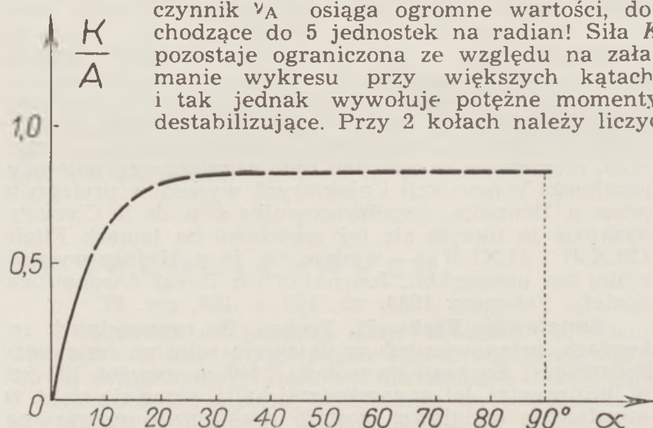
(—) E. Kosko, Sekretarz (—) W. Challier, Prezes

ZEBRANIA ODCZYTOWE ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

Stateczność kierunkowa lądującego samolotu—wygłosił dnia 4 marca 1938 r. doc. dr inż. Stefan Neumark.

Zjawisko, zwane potocznie „zarzucaniem" samolotu przy lądowaniu (ang. „ground looping"), stanowi właściwie groźne w skutkach zakończenie kierunkowego zakłócenia dobiegu, wzrastającego z czasem na skutek pewnej indywidualnej cechy maszyny, sprowadzającej się w istocie do typowej „niestateczności kierunkowej na ziemi". Cecha ta nie jest wcale związana z niestatecznością kierunkową w powietrzu; dominujący wpływ wywierają na nią niesymetryczne siły tarcia, powstające po najmniejszym zaburzeniu początkowym. W niesprzyjających warunkach i w braku dość wczesnej reakcji pilota, siły te przeważają ustateczniejące działanie usterzenia pionowego i doprowadzają pod koniec dobiegu do „pozornie nagłego" skrętu, który przy małej końcowej prędkości nosi już charakter zupełnie niesterowny. Zagadnienie było badane przez prof. Klemina (Aircraft Engineering 1935, str. 79) oraz inż. Filina (Wiestn. Wozd. Fłota 1936, Nr 9, str. 31), którzy jednak nie dali ostatecznie zadawalającej teorii. Rozwiązanie definitywne może być osiągnięte dopiero przez podciągnięcie zjawiska pod ogólną metodę dynamicznego badania stateczności, polegającą na rozważaniu małych wychyleń. W danym razie małymi parametrami zakłócenia są: krzywizna toru $\eta = \frac{1}{R}$, kąt wychylenia bocznego φ i prędkość kątowa ω (rys. 2a); prędkość jazdy v, w istocie zmienną, można w 1-ym przybliżeniu przyjąć za stałą. W takim razie przebieg zaburzenia kierunkowego da się opisać układem 2-ch równań różniczkowych liniowych, sprowadzających się do jednego równania rzędu 2-go, typowego dla wahań tłumionych okresowych, bądź aperiodycznych, bądź wreszcie w niekorzystnym razie nieograniczenie rosnących. Wynikający z analizy równań różniczkowych warunek stateczności kierunkowej może być, według pomysłowej metody inż. Grzędzielskiego, otrzymany także sposobem elementarnym; wystarczy mianowicie przyjąć, że kąt φ jest przez dłuższy czas stały, albo inaczej, że środek krzywizny toru C (rys. 2a), jest jednocześnie środkiem chwilowym obrotu maszyny, ułożyć równanie rzutów sił na normalną GC do toru i, wykorzystując to równanie, obliczyć moment kierunkowy ustateczniający M_{st} wzgl. śr. ciężk. G, aby otrzymać warunek szukany w prostej postaci ogólnej $M_{st} > 0$. Zadanie sprowadza się więc do wyznaczenia wszystkich potrzebnych sił i momentów w funkcji parametrów zakłócenia. Kolejno rozważono następujące czynniki.

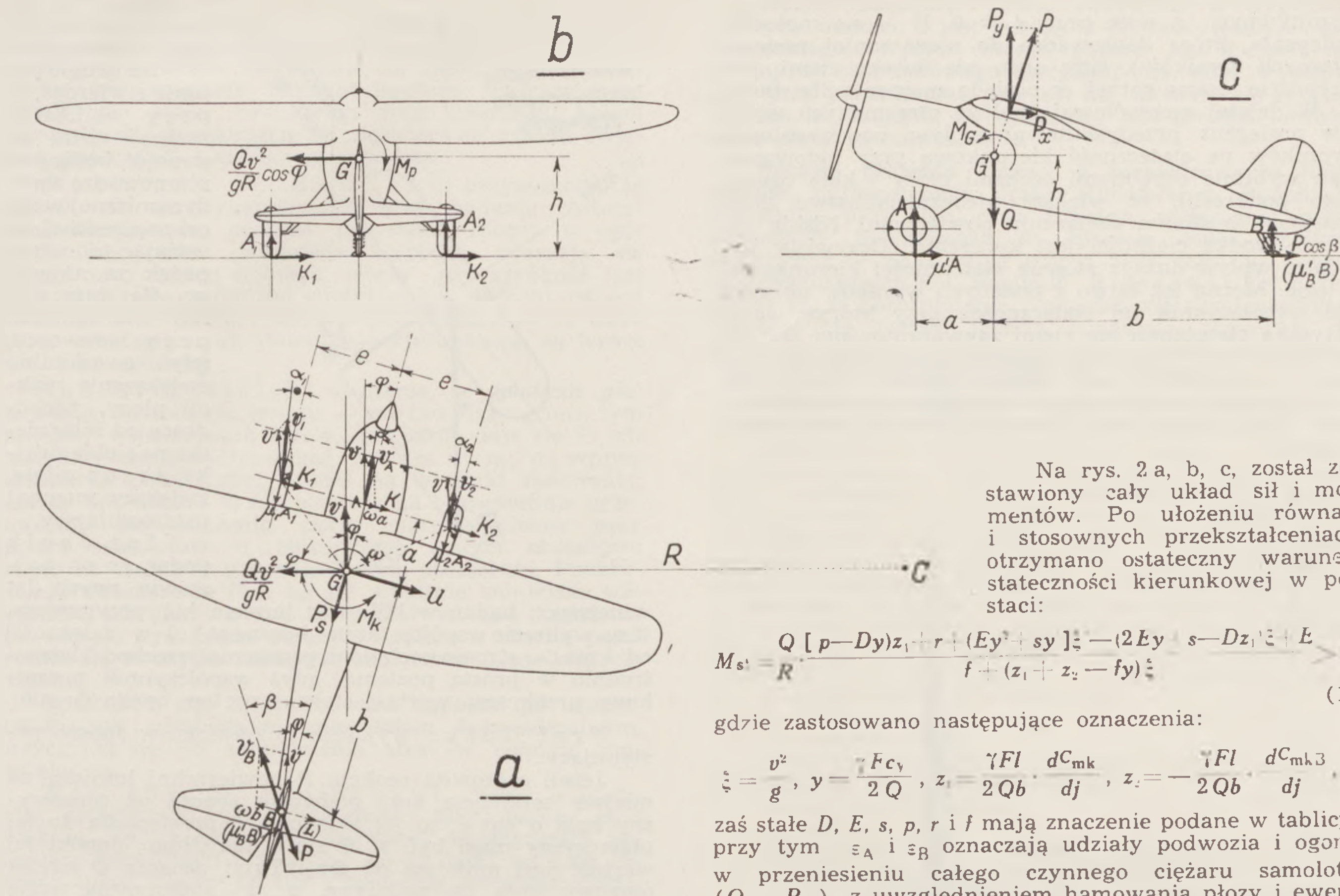
A. Opory gruntu (siły tarcia). Dla kół podwozia w razie wychylenia prędkości koła z płaszczyzny symetrii o kąt α (rys. 2a), powstaje obok zwykłego tarcia toczenia w tej płaszczyźnie jeszcze tarcie poprzeczne K, rosnące gwałtownie z kątem α. Przebieg zmian stosunku K do reakcji normalnej A przedstawia orientacyjnie rys. 1. Przy małych kątach wystarcza przyjąć zależność proporcjonalną $K/A = \nu_A \alpha$, przy czym współczynnik ν_A osiąga ogromne wartości, dochodzące do 5 jednostek na radian! Siła K pozostaje ograniczona ze względu na załamanie wykresu przy większych kątach, i tak jednak wywołuje potężne momenty destabilizujące. Przy 2 kołach należy liczyć



Rys. 1.

się z różnicą kątów wychyleń α_1 i α_2 (rys. 2a), zresztą wystarczy nieraz wprowadzić jedno koło „zastępcze". Dla płozy przyjętej za typową (o własnościach szczególnie odmiennych od koła), czyli dla płozy gładkiej „talerzowej" lub nawet niegładkiej lecz nastawnej, opór tarcia P skierowany jest odwrotnie do prędkości płozy v_B wychylonej o odpowiedni kąt β od płaszczyzny symetrii samolotu (rys. 2a) i wyraża się zwykłym wzorem $P = \mu_B B$, gdzie B jest reakcją normalną płozy. Działanie ustateczniające takiej płozy jest mierne. Inne płozy mają cechy zawiłe, zmienne i mało znane, stanowią jednak z punktu widzenia oporów gruntu formy przejściowe do koła ogonowego. To ostatnie ma cechy zupełnie zbliżone do kół podwozia, o ile jest nienastawne, wzgl. zablokowane i przy zaburzeniach doznaje wielkiej siły poprzecznej L (wariant na rys. 2a), dającej wielki moment ustateczniający — tym większy, że kąt β przewyższa α naskutek istniejącej prędkości kątowej ω. Koło ogonowe nastawne, wzgl. odblokowane, zbliża się w działaniu do płozy, w porównaniu z którą ustatecznia jeszcze słabiej. — Dla ścisłego liczbowego ujęcia wszystkich oporów gruntu odczuwa się dotkliwy brak materiału doświadczalnego, którego zapełnienie powinno być ważną troską instytucyj badawczych.

B. Działania aerodynamiczne są to przede wszystkim bezpośrednio czynne: moment kierunkowy i siła poprzeczna. Dla wyznaczenia ich nie wystarcza prymitywne założenie, że pochodzą one od samego tylko usterzenia, nie wystarcza tedy stereotypowy pomiar tunelowy stateczności kierunkowej lotu (momentu wzgl. osi pionowej, przechodzącej przez śr. ciężkości). Konieczny jest pomiar drugiego momentu względem osi równoległej do poprzedniej, lecz znacznie ku tyłowi cofniętej. Pomiar taki wskazuje, że siła poprzeczna wypadkowa działa zazwyczaj blisko śr. ciężkości, nie wiele tylko z tyłu poza nim. — Gdy chodzi jeszcze o uwzględnienie obrotu, to zwykłe pomiary tunelowe zawodzą, dobre wyniki daje jednak wprowadzona przez prelegenta



Rys. 2.

„metoda dwóch płatów zastępczych", która już na drodze teoretycznej pozwala na niezłe oszacowania, zaś w razie wykonania dodatkowego pomiaru wahań kierunkowych w wietrze tunelowym, powinna całkowicie opanować wszystkie trudności. Metoda ta w rozważanym przypadku została doprowadzona do wyników w postaci definitywnych wzorów[1]), zastosowanych od razu do rozwiązania zagadnienia głównego.

Inne siły i momenty aerodynamiczne mogą odgrywać pewną rolę pośrednio i dlatego zostały również uwzględnione.

Na rys. 2 a, b, c, został zestawiony cały układ sił i momentów. Po ułożeniu równań i stosownych przekształceniach otrzymano ostateczny warunek stateczności kierunkowej w postaci:

$$M_{st} = \frac{Q}{R} \cdot \frac{[(p - Dy) z_1 + r + (Ey^2 + sy)]\xi - (2Ey + s - Dz_1)\xi + E}{f + (z_1 + z_2 - fy)\xi} > 0, \qquad (1)$$

gdzie zastosowano następujące oznaczenia:

$$\xi = \frac{v^2}{g}, \quad y = \frac{\gamma F c_y}{2Q}, \quad z_1 = \frac{\gamma F l}{2Qb} \cdot \frac{dc_{mk}}{dj}, \quad z_2 = -\frac{\gamma F l}{2Qb} \cdot \frac{dc_{mkB}}{dj},$$

zaś stałe D, E, s, p, r i f mają znaczenie podane w tablicy, przy tym ε_A i ε_B oznaczają udziały podwozia i ogona w przeniesieniu całego czynnego ciężaru samolotu $(Q - P_v)$ z uwzględnieniem hamowania płozy i ewentualnie kół, zaś d — odległość przedniego płata zastępczego od śr. ciężkości; (tylny płat zastępczy umieszczony jest zawsze na ogonie); c_{mk} jest współczynnikiem momentu aerodynamicznego wzgl. osi G, c_{mkB} — względem osi B, j — kątem wychylenia bocznego przy pomiarze tunelowym; Q — ciężar samolotu, F — powierzchnia nośna, l — cięciwa płata, c_y — współcz. siły nośnej.

Przebieg zmian momentu ustateczniającego M_{st} w czasie dobiegu w funkcji prędkości, obliczony ze wzoru (1) dla kilku typowych przypadków, podany jest na rys. 3. Widoczna jest wybitna stateczność maszyny z blokowanym kołem ogonowym, natomiast wyraźny niebezpieczny przedział niestateczności w przypadku

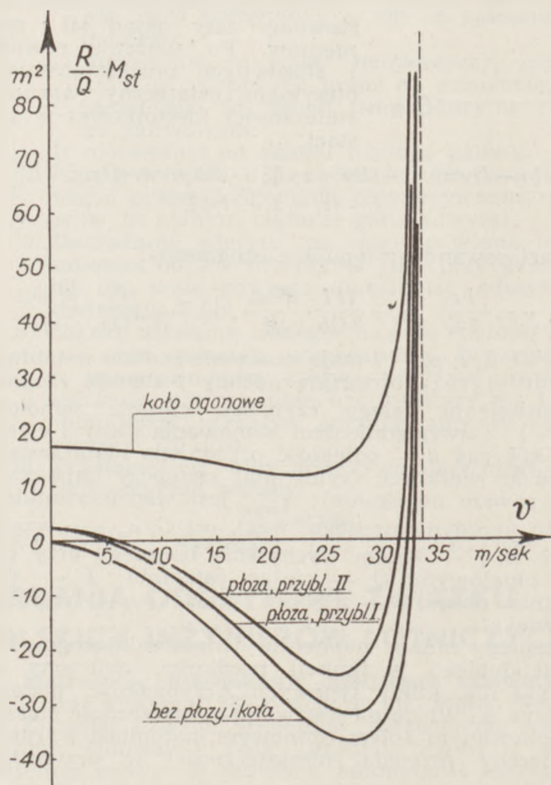
Tablica współczynników wzoru (1).

	W przypadku płozy	W przypadku koła ogonowego
$D =$	$\nu_A \varepsilon_A (a + b)^2 - \mu_B \varepsilon_B b^2$	$\nu_A \varepsilon_A (a + b)^2$
$E =$	$\mu_B \varepsilon_B b (\nu_A \varepsilon_A b + 2 \nu_A \varepsilon_A a - \mu_B \varepsilon_B b)$	$\nu_A \nu_B \varepsilon_A \varepsilon_B (a + b)^2$
$s =$	$\nu_A \varepsilon_A a - \mu_B \varepsilon_B b - [\mu_B \varepsilon_B b^2 + \nu_A \varepsilon_A (a^2 + bd)] z_2$	$\nu_A \varepsilon_A a - \nu_B \varepsilon_B b - [\nu_B \varepsilon_B (b^2 + bd) + \nu_A \varepsilon_A (a^2 + bd)]$
$p =$	$b + b (b + d) z_2$	
$r =$	$bd z_2^2$	
$f =$	$\nu_A \varepsilon_A$	$\nu_A \varepsilon_A + \nu_B \varepsilon_B$

[1]) W streszczeniu niniejszym z braku miejsca nie podano wzorów; znajdą się one w obszerniejszej pracy, która zapewne wkrótce ukaże się w Sprawozdaniach ITL.

typowej płozy (przybliż. I oparte jest na założeniach prymitywnych, a więc przy $d = 0$, II — na metodzie prelegenta, która doprowadza do nieco mniej pesymistycznych wyników). Gdy ogon nie dotyka ziemi, jest oczywiście jeszcze gorzej, co posiada znaczenie dla startu.

W dalszej szczegółowej analizie otrzymanych wyników prelegent przedyskutował wpływ poszczególnych czynników na stateczność kierunkową przy lądowaniu. Poza wybitnie odrębnymi cechami płozy i koła ogonowego podkreślił, że większe niebezpieczeństwo grozi maszynom o silnym obciążeniu powierzchni. Niskie położenie środka ciężkości jest korzystne. Oczywisty jest dodatni wpływ dużego stopnia stateczności kierunkowej w locie. Można też łatwo z podanych wyników obliczyć taki współczynnik tej stateczności, przy którym automatyczna stateczność na ziemi zagwarantowana jest na całym dobiegu. Przy kole ogonowym warunek ten jest łatwy do spełnienia, przy gładkiej płozie z reguły nie do osiągnięcia, wobec czego bezpieczne lądowanie wymaga dużej sprawności i orientacji pilota, szczególniej w nocy.

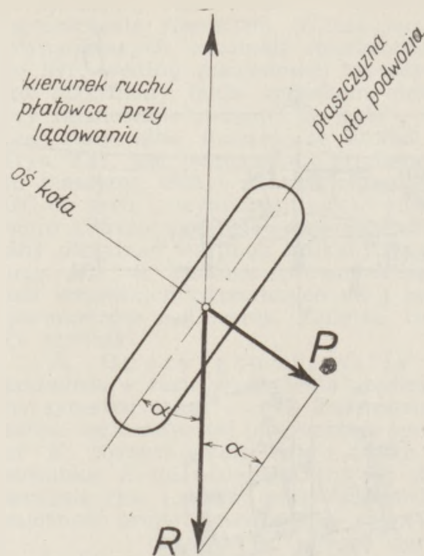


Rys. 3.

Na zapytanie inż. Teisseyre'a, prelegent wyjaśnił, że samoloty z podwoziem trójkołowym (2 koła za środkiem ciężkości i jedno z przodu), mają zapewnioną stateczność kierunkową, gdyż tylne koła dają moment ustateczniający, a przednie, samonastawne, nie daje momentu destabiluzującego.

Inż Ciołkosz wyraża wątpliwość co do danych prelegenta, dotyczących wielkości bocznych sił tarcia, działających na koła, gdyż wynikałyby z nich obciążenia groźne dla wytrzymałości podwozia, obliczanego z reguły na mniejsze siły, podczas gdy w rzeczywistości zniszczenia podwozia z tych powodów zdarzają się nie często; zapytuje, czy prelegent przy obliczaniu reakcji uwzględnił moment aerodynamiczny względem osi poprzecznej.

Prelegent wyjaśnia, że w granicach małych odchyleń prędkości koła od jego płaszczyzny symetrii, jakie występują, dopóki zjawisko nie przybrało charakteru niebezpiecznego zarzucenia, całkowity spółczynnik tarcia bocznego kół $\nu_A \alpha$ będzie mały, gdyż pomimo to, że ν_A jest b. duże, to α jest małe. Po przekroczeniu granicy proporcjonalności do kąta α współczynnik tarcia nie wzrasta dalej ponad pewną wartość graniczną, mniejszą od 1, zresztą zupełnie wystarczającą do tego, aby otrzymane dzięki niej siły boczne na podwozie mogły je złamać, co też przy zarzuceniu często zdarza się.



Rys. 4.

Na drugie pytanie stwierdza, że przy obliczaniu reakcyj ziemi na samolot, będący w równowadze aerodynamicznej wzgl. osi poprzecznej, uważając ten przypadek za najgorszy dla stateczności kierunkowej przy lądowaniu, gdyż ewentualne zwiększenie reakcji płozy, pochodzące od ściągnięcia na siebie drążka przez pilota, zwiększy moment ustateczniający.

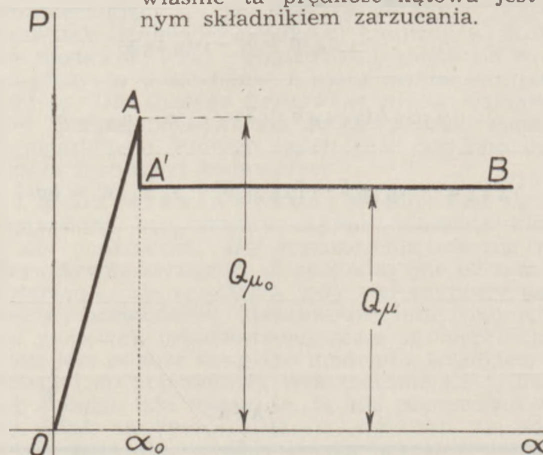
Inż. Janik podał, że na podstawie swych dawniejszych badań w ITL. nad tarciem kół przypuszcza, iż na wykresie współcz. tarcia bocznego kół w zależności od kąta α, stromo pochylona prosta nie przechodzi bezpośrednio w prostą poziomą, gdyż współczynnik początkowo przekracza wartość stałą, a po tem opada do niej.

Prof. Huber wyjaśnia to zjawisko w sposób następujący:

Jeżeli całkowita reakcja R powierzchni lotniska na miejsce zetknięcia koła podwozia zbacza od płaszczyzny koła o kąt α, to jej składowa P prostopadła do tej płaszczyzny musi być $= R \sin \alpha$ tak długo, dopóki jej wartość jest mniejsza od $Q\mu_0$. Tutaj oznacza Q nacisk pionowy koła na podstawę, a μ_0 spółczynnik tarcia „statycznego" przy usiłowaniu przesunięcia koła prostopadle do jego płaszczyzny. Związek między P i α da się przeto przedstawić wykresem $OAA'B$.

Tutaj prosta OA odpowiada z dobrym przybliżeniem proporcjonalności siły P do $\sin \alpha$ przy małych wartościach α, kiedy jak wiadomo $\sin \alpha = \sim \alpha$. Przy pewnej wartości α_0 staje się $P = Q\mu_0$, zaś po b. małym przekroczeniu tej wartości następuje ślizganie (w kierunku przeciwnym sile P) przy spółczynniku $\mu < \mu_0$. Wtedy P przestaje być zależna od α. Odszktałcalność pneumatyka komplikuje niewątpliwie ten obraz, zwłaszcza w okolicy AA'.

Kpt. inż. Domaszewski zapytuje, dlaczego— chociaż wykres podany przez prelegenta wskazuje na to, że większość dzisiaj używanych samolotów jest niestateczna kierunkowo podczas lądowania, to jednak w praktyce nie odczuwa się tego i wypadki zdarzają się stosunkowo rzadko; prosi też o wyjaśnienie, dlaczego prelegent przypisuje prędkości kątowej wpływ korzystny na przebieg takiego zakłóconego lądowania, skoro właśnie ta prędkość kątowa jest integralnym składnikiem zarzucania.



Rys. 5.

Inż. Rogalski podkreśla wpływ różnych czynników konstrukcyjnych na przebieg lądowania: hamulce zmniejszają stateczność odciążając płozę, ale za to pozwalają na dobre sterowanie na ziemi; duże rozstawienie kół zwiększa moment impulsu, wytrącającego samolot ze stanu równowagi przy uderzeniu kołem o przeszkodę; przesunięcie śr. ciężkości do przodu zwiększa stateczność kierunkową samolotu.

Ppor. inż. M. Romicki przypuszcza, że wpływ sił aerodynamicznych przy badaniu stateczności kierunkowej podczas lądowania można w ogóle pominąć, gdyż wszystkie wypadki zdarzaja się zawsze przy końcu dobiegu, wtedy gdy szybkość jest mała, podkreśla natomiast wielki wpływ dodatni ostrych płóz, np. w PWS-14, i wyraża przypuszczenie, że ostre płozy, ze względu na stateczność kierunkową, są lepsze niż kółka ogonowe.

Inż. Grzędzielski zaznacza, że działanie płozy zależy od rodzaju gruntu — im twardszy grunt, tym mniejszy współczynnik tarcia; specjalnie daje się to odczuć przy zamarzniętej ziemi. Zwraca uwagę na wpływ obciążenia powierzchni nośnej na warunki lądowania; jest on tak wielki, że nie pozwala na bezpośrednie przenoszenie doświadczenia, jakie nagromadziliśmy przy użyciu samolotów o stosunkowo małym obciążeniu na m² na samoloty o bardzo dużym obciążeniu. Podkreśla, że zwiększenie obc. na m² wybitnie zmniejsza stateczność kierunkową, tak iż właściwie całe zagadnienie zaczęło być takim palącym dopiero z chwilą pojawienia się w użytku bieżącym samolotów o wielkim obciążeniu.

Spodziewa się, że zreferowane badania, po uzupełnieniu ich niezbędnym materiałem doświadczalnym, przyczynią się do zmniejszenia strat w cennym materiale.

Mjr. inż. S. Malinowski mówi o wpływie amortyzacji na stateczność kierunkową; zbyt miękkie (np. za słabo napompowane) amortyzatory pozwalają samolotowi przechylać się na boki, co przy zarzucaniu ma wpływ na siły i momenty aerodynamiczne.

Inż. Janik zwraca uwagę na działanie wiatru bocznego, który ma wpływ na siły i momenty aerodynamiczne.

Prelegent w odpowiedzi na pytania wyjaśnia, że sprzyjające warunki lądowania (wiatr, rodzaj gruntu) podwyższają stateczność, a poza tym, że braki stateczności mogą być w wielu przypadkach pokryte przez szybką reakcję sterami ze strony pilota — co zresztą ma miejsce nie tylko podczas lądowania, ale i przy starcie — i to prawie zawsze, gdyż wtedy samolot, nie dotykający ziemi płozą, otrzymuje od kół impulsy wytrącające z równowagi kierunkowej. Nie jest to niebezpieczne dla samolotu, gdyż reakcja na koła maleje w miarę wzrostu prędkości, z którą za to rośnie moment ustateczniający aerodynamiczny. Reakcja steru kierunkowego jest przy tym dobra dzięki podmuchowi od śmigła, a ostateczny wynik drobnych odchyleń od początkowego kierunku startu nie ma na ogół złych skutków.

Prędkość kątowa jest istotnie jednym ze szkodliwych elementów zakłócenia, ale pośrednio wpływa na zwiększenie ustateczniającego momentu w porównaniu z jego wartością, wynikającą z pomiaru tunelowego.

Wpływ wiatru czołowego jest wybitnie korzystny, gdyż przy danej chwilowej prędkości dobiegu (względem ziemi) znacznie powiększa względną prędkość powietrza, a zatem w stosunku kwadratowym zwiększa aerodynamiczny moment ustateczniający, ponadto odchylenie prędkości samolotu od pierwotnego kierunku jazdy zwiększa boczne kąty natarcia kadłuba i usterzenia.

Pominięcie działań aerodynamicznych w całym zjawisku było by błędem w ujęciu zagadnienia, gdyż w pierwszej fazie dobiegu są one b. pokaźne, a już nieznaczne nawet zachwianie równowagi kierunkowej w tej pierwszej fazie staje się źródłem niesterownego już, katastrofalnego zarzucenia pod koniec.

Wpływ momentu aerodynamicznego względem osi podłużnej na stateczność kierunkową jest tylko pośredni — zmienia rozkład obciążenia między koło prawe a lewe, podobnie jak moment siły odśrodkowej, przy czym kierunek tych momentów jest (w typowym układzie kinematycznym, przedstawionym na rys. 2) przeciwny: aerodynamiczny zmniejsza, odśrodkowy zwiększa stateczność kierunkową.

Wpływ hamulców da się uwzględnić w wyprowadzonych wzorach i jest zgodny z przewidywaniami inż. Rogalskiego. Wpływ ostrego pazura jest dodatni, ale trudny do rachunkowego uwzględnienia, gdyż występujące przy pazurze zjawisko jest nie tarciem, ale ryciem. Zresztą, ze względu na niszczenie nawierzchni lotniska ostre płozy są niewskazane.

Sprawę projektu ustawy o zorganizowaniu inżynierów, opracowanego przez Ministerstwo Przemysłu i Handlu, oraz stan prac Komisji, wyłonionej przez Zrzeszenia inżynierskie w sprawie tego projektu, zreferował w dniu 18-go marca 1938 roku na zebraniu dyskusyjnym kol. Romuald Romicki. Ze względu na to, że porozumienie z przedstawicielami projektodawców nie zostało jeszcze osiągnięte, stosownie do apelu N. O. I., wstrzymujemy się na razie od publikowania streszczenia tego referatu i dyskusji.

Niektóre zagadnienia eksploatacji silnika wygłosił dn. 25 marca 1938 r. inż. Wacław Litwinowicz.

Użytkowanie sprzętu lotniczego wiąże się z użytkowaniem silnika. Niestety, brak danych doświadczalnych z obserwacji długiego okresu pracy silnika jednego typu, wpłynął na poważne braki w opracowaniu metod racjonalnej eksploatacji silnika. Próby na hamowni nie zastąpią prób eksploatacyjnych, mogą je tylko uzupełniać. Dotychczas dawała się odczuwać rozbieżność w podejściu do sprawy ustalenia warunków eksploatacji ze strony wytwórcy i użytkownika; tymczasem potrzebna jest tu jak najściślejsza i zgodna współpraca. Zagadnienie to należy rozbić na trzy fragmenty:

1) eksploatacja w powietrzu,
2) obsługa na ziemi,
3) wymiana części.

Przyczyny konieczności wymiany części można rozklasyfikować na powstałe wskutek:

a) zbyt dużych luzów,
b) zużycia,
c) zmęczenie lub deformacji części drobnych, jak śruby, nakrętki, podkładki itp.
d) zmniejszenie bezpieczeństwa przez długotrwałą pracę takich części, jak łożyska, pierścienie tłokowe itp.

Przyczyny konieczności wymiany części w grupie a i d stanowią około 80%.

Z grupy a) należy przede wszystkim uwzględnić zużycie tulei cylindra, które wynosi około 0,1 mm na 1000 godzin pracy. Do zużycia tego przyczynia się w pierwszym rzędzie korozja silnie występująca w górnej części tulei. Firma Pratt and Whitney zwężając tuleje ku górze, zapobiega w ten sposób szybkiemu ich zużyciu. Prelegent demonstruje wykres zużycia tulei cylindra. Tuleje w górnych cylindrach silników gwiaździstych zużywają się szybciej niż w dolnych. Użytkowanie tulei do pierwszego szlifowania przedstawia się w ten sposób, że tuleje stożkowe wytrzymują 1200 godzin pracy, a tuleje zwykłe tylko 780 godzin. Zawory wydechowe należą do tej samej grupy wymiany, przy tym zawory niestellitowane wytrzymują 800 godzin, a stellitowane 1200. Są to normy przy silnej eksploatacji, kiedy działanie korozji jest słabsze, stellitowanie jednak nie daje zupełnego i pewnego zabezpieczenia, gdyż już po 500 godzinach pracy zdarzały się wypadki rozdzielenia się warstwy stellitu i zwężenie trzonków. Zawory w pracy wypalają się albo deformują i wtedy stają się nieszczelne i zmniejszają sprężanie. Prelegent demonstruje wykres sprężania (w dolnych cylindrach sprężanie większe). Na spadek sprężania wpływa deformacja zaworów i wygniecenie siedzisk zaworów. Sprawdzanie sprężania może być miernikiem zdatności silnika.

Koszt części wymiennych wynosi przy pierwszej naprawie około 350 zł, przy następnych naprawach wzrasta do 1600 zł. Koszt robocizny napraw zależy od typu silnika, wprawy robotników i przystosowania warsztatu. Koszty napraw wynoszą od 7 do 11% kosztów eksploatacji. Koszt paliwa wynosi 40 — 60% wszystkich kosztów eksploatacji.

Prelegent demonstruje wykres kosztów eksploatacji i wykresy czasów między naprawami, w zależności od mocy pobieranej. Ogólną zasadą jest, że pobiera się w eksploatacji 60 — 65% mocy nominalnej silnika. Jeżeli oprócz remontów stosujemy jeszcze naprawy eksploatacja jest dłuższa ,jeżeli stosujemy tylko remont — eksploatacja krótsza. Przeglądy na płatowcu skracają

życie silnika. Następnie prelegent demonstruje szereg wykresów eksploatacyjnych silnika oraz samolotu i omawia je. Ogólnie można przyjąć, że życie silnika wynosi ¾ życia płatowca. Celem racjonalnego wykorzystania silnika zarysowuje się tendencja do wylatywania jak najwięcej godzin w ciągu roku. W Ameryce przy pobieraniu 85% mocy nominalnej życie silnika trwa 1500 godzin. Na zakończenie prelegent demonstruje i objaśnia wykres kosztu eksploatacji silnika użytkowanego w ciągu sześciu lat, w zależności od ilości godzin eksploatacji w roku.

Inż. Challier. Należy rozróżnić moc nominalną silników amerykańskich i angielskich, gdyż te wielkości nie są jednakowe, nasz materiał doświadczalny dotyczy chyba raczej silników amerykańskich. Dla wojska moc pobieraną lepiej byłoby ustalić w % mocy maksymalnej. Życie silnika przy bardzo intensywnej eksploatacji wyniesie około 1000 godzin, co daje 6 — 7 lat użytkowania, a więc akurat okres przestarzenia sprzętu. Intensywna eksploatacja zdaje się więc zupełnie celowa szczególnie w wojsku.

Prelegent. Materiał doświadczalny został uzyskany na 16 silnikach angielskich przy 12000 wylatanych godzin, 22 remontach i 11 przeglądach. W Holandii moc pobieraną określa się w procentach mocy startowej, może dla wojska byłoby dobre określenie mocy, pobieranej na jakieś 50% mocy startowej.

Dyr. Seńkowski. Zapytuje, jakie jest zużycie tulei cylindrów Jupitera i wyraża pogląd, że tuleje azotowane są chyba lepsze.

Prelegent. Tych danych do Jupitera „Lot" nie posiada, na Pegazie zużycie tulei zawierało się w granicach tolerancji. Na liniach amerykańskich w czasie 2200 godzin eksploatacji tuleje dopiero raz były szlifowane. Co do azotowania, to daje się u producentów wyczuć obawa przed owalizacją.

Uszkodzenia ciała w szybownictwie w latach 1936 — 1937 oraz wnioski, dotyczące sposobu zapobiegania im wygłosił dnia 1 kwietnia 1938 r. mjr. dr. W. Sawicz.

Rozwojowi sportu szybowcowego towarzyszy wzrost wypadków. Zestawienia statystyczne podane przez prelegenta obejmują tylko większe uszkodzenia szybowców i poważniejsze urazy załogi.

Z czterech przedstawionych tabel, pierwsza zawiera dane dotyczące ilości wypadków w 1936 i 1937 roku w zależności od przyczyn, które je spowodowały, a więc błędu pilotażu i defektów sprzętu natury technicznej.

Druga tablica podaje ilość wypadków w zależności od poszczególnych defektów sprzętu natury technicznej.

Trzecia tablica podaje ilość wypadków na poszczególnych typach szybowców.

Z tego materiału statystycznego widać, że na szybowcach szkolnych wypadki głównie powstają przez błąd w pilotażu, zaś na szybowcach wyczynowych głównie wskutek technicznych defektów sprzętu.

Czwarta tabela zawiera zestawienia poszczególnych rodzajów urazów ciała.

Z tego zestawienia widać, że z kończyn najwięcej uszkodzeń przypada na dolne, wypadków pęknięć jelit zanotowano dwa. Ciało ludzkie, a więc przede wszystkim kościec jest narażony w czasie lądowania szybowca na działanie siły, którą można obliczyć z równania na siłę żywą szybowca. $P.s = \frac{m.v^2}{2}$, gdzie s jest długością drogi lądowania, a P siłą działającą na tej drodze.

Siła ta jest przenoszona głównie przez kości kończyn dolnych. Trzeba więc zdać sobie sprawę z wytrzymałości tych kości, ażeby nie narażać ich na zniszczenie przez działanie siły zbyt wielkiej.

Wytrzymałość tych kości jest następująca:

kość udowa	300 kg
„ piszczelowa	650 kg
„ strzałkowa	310 kg

Z wyżej podanego wzoru jasne jest, jak niebezpieczne jest zbytnie skrócenie drogi lądowania (przez t. zw. twarde lądowanie), gdyż to może wielokrotnie zwiększyć siłę działającą na dolne kończyny pilota i spowodować uszkodzenie ich.

Z tego też względu niebezpiecznie jest umieszczać orczyk daleko od siedzenia, gdyż nogi powinny być zgięte, ażeby mogły łagodnie przenieść działanie sił przy udziale mięśni. Zastąpienie orczyka pedałami jest też celowe, gdyż zwiększa powierzchnię oparcia nogi, a przez to zmniejsza nacisk jednostkowy.

Orczyk z drzewa jest lepszy od metalowego, gdyż ławiej się złamie przy wystąpieniu nadmiernego obciążenia i uchroni od złamania kość.

Obecnie szybowce amortyzuje się przy pomocy gumowych krążków lub dętki, brak jednak amortyzacji siedzenia nawet przy niewielkim przepadnięciu może spowodować złamanie kręgosłupa.

Szczególnie dobrą amortyzację płozy i siedzenia powinny posiadać szybowce szkolne. Siedzenie w szybowcu szkolnym powinno być płaskie, pozwalające na poślizg, a także pasy powinny pozwalać na ograniczony posuw ciała w kierunku ruchu szybowca.

Poduszki gumowe dają duże tarcie i dlatego są złe. Siedzenia anatomiczne i pasy ściśle dopasowane mogą być stosowane tylko na szybowcach wyczynowych.

Dawniej stosowano w szybowcach tylko pasy biodrowe, co okazało się niedostateczne tak, że obecnie oprócz pasów biodrowych stosuje się i plecowe.

Dla ochrony głowy przed urazami konieczne jest używanie hełmu.

Zerwanie pasów bezpieczeństwa grozi pilotowi urazem od drążka sterowego, który powinien wobec tego być odpowiednio zabezpieczony (krążkiem lub gałką gumową, zabezpieczenie drążka rurką gumową należy uznać za złe, gdyż rurka ta zwykle się obsuwa i nie chroni pilota).

Kabiny szybowców są zbyt ciasne i duszne. Potrzeba pilotowi zapewnić konieczną przy pracy swobodę ruchów i dać odpowiednią wentylację.

Przy oszkleniu kabin należy zwracać uwagę na niebezpieczeństwo odblaskowego oślepienia pilota i załamywania światła w szybach zniekształcającego obraz.

Należy też pilotowi zapewnić łatwość opuszczenia kabiny przy skoku ze spadochronem.

W ogóle należy sobie zdawać sprawę z tego, że warunki pracy na szybowcu nie są lżejsze aniżeli na samolocie, np. przyśpieszenia występujące w locie są tego samego rzędu. Poza niedoskonałością techniczną sprzętu przyczyną wypadków na szybowcach może być też zły system szkolenia i nieodpowiednie warunki pracy w szkołach.

Wnioski:

1. Konieczna jest analiza mechanizmu i przyczyn powstawania urazów, ponieważ da to środki zaradcze i przez to zmniejszy liczbę wypadków.
2. Protokóły wypadków powinno się sporządzać nawet przy drobnych uszkodzeniach sprzętu lub załogi i powinny one zawierać dane dotyczące mechanizmu powstawania i rodzaju uszkodzeń ciała.
3. Części szybowca współpracujące przy przenoszeniu sił z kośćem pilota powinny posiadać mniejszą wytrzymałość niż kość np. orczyk, pedał i t. p.
4. Odległość przyrządów sterowniczych powinna być tak dobrana, aby nogi pilota były zawsze lekko zgięte.
5. Stosować pedały dla zmniejszenia ciśnienia jednostkowego.
6. Drążek zakończać elastyczną nakładką.
7. Siedzenie szkolne projektować płaskie, zaś wyczynowe — anatomiczne.
8. Oparcie fotela możliwie szerokie i dopasowane do pleców (ewent. spadochronu).
9. Kabina musi być wygodna.
10. Należy zapewnić dostateczną wentylację.
11. Oszklenie kabiny tak projektować, żeby szyby nie zniekształcały obrazu i nie dawały oślepiających pilota odblasków.
12. Pokrywa kabiny musi się łatwo otwierać, ale jednocześnie ma być zabezpieczona przed samoczynnym otwarciem się w locie.
13. Należy stosować pasy biodrowe i plecowe.
14. Używania hełmu należy przestrzegać.
15. Ma być zapewniona dobra amortyzacja płozy i siedzenia.
16. Konieczny jest nadzór techniczny w wytwórniach sprzętu szybowcowego.
17. Organizacja lotów i szkolenie musi być bez zarzutu.

Inż. Challier. Statystyka byłaby bardziej pouczająca gdyby uwzględniła ilość odbytych lotów. Ilość

wypadków śmiertelnych jest uderzająca i nasuwa przypuszczenie, że temu winien nie sprzęt, a szkolenie. Małe uodpornienie psychiczne w pierwszym okresie szkolenia daje fatalne wyniki. Nie wolno zbyt wcześnie puszczać ludzi na głęboką wodę, bo potoną.

Przyczyną rozlecenia się szybowca Wrony, nie był defekt techniczny sprzętu ale to, że pilot wprowadził go w chmurę, czego mu nie było wolno robić; był to więc wypadek spowodowany błędem pilota źle wyszkolonego, lub niekarnego. Orczyk drewniany może być gorszy od metalowego gdyż łamiąc się daje drzazgi, które ranią pilota, tymczasem drążek metalowy o odpowiednio mniejszej wytrzymałości zegnie się, chroniąc nogę od złamania i nie kalecząc jej.

Amortyzacja siedzenia jest konieczna i z tego względu, że będzie tłumić drgania. Zastosowanie pedałów będzie celowe, jeżeli będą one naprawdę amortyzować. Ciasnota kabin stwarza duże niebezpieczeństwo w locie. Zapytuje prelegenta, czy właściwsze jest pochylenie oparcia w stosunku do siedzenia pod kątem ostrym, czy rozwartym.

P. Ciastuła. Większość wypadków wynika z nieprzestrzegania przepisów ruchu, czego są dowodem wypadki rozsypywania się szybowców w chmurach, istotna więc przyczyna tych wypadków leży w niedostatecznym szkoleniu.

Jeden z pilotów uległ śmiertelnemu wypadkowi w locie 1 minutowym, który był zaledwie jego 7 lotem od początku szkolenia. Takie tempo szkolenia jest stanowczo za szybkie i musi powodować wypadki.

Należy też zwrócić większą uwagę na właściwy dobór instruktorów, gdyż uczeń w locie jest sam i instruktor musi mieć dużo wiadomości i wyczucia psychologicznego, ażeby mógł dokładnie przewidzieć wszelkie trudności samodzielnego lotu swego ucznia i odpowiednio go przygotować do zwalczania tych trudności.

Statystyka wypadków wyszkoleniowych w poszczególnych szkołach byłaby bardzo pouczająca, gdyż byłaby sprawdzianem metod szkolenia w tych szkołach stosowanych. Instruktorów należy szkolić bardzo dokładnie. Przy wypadkach dużą rolę odgrywa i wiek uczni, ponieważ zbyt młodzi pozwalają sobie często na niedopuszczalne w locie wybryki, dobrze więc by było, gdyby statystyka wypadków uwzględniała też wiek pilota.

Badania przyśpieszeń występujących na szybowcach, przeprowadzone w I.T.L. wykazały, że przyśpieszenia te są tego samego rzędu co na samolotach, a uzyskanie ich na szybowcu jest nawet łatwiejsze, niż na samolocie.

Por. Bober. Obciążenie kręgosłupa u osób starszych jest prawdopodobnie bardziej niebezpieczne i w związku z tym może byłoby słuszne ustalenie wieku prekluzyjnego dla lotów na szybowcach.

Poduszki gumowe, pokryte skórą są dobre, gdyż umożliwiają poślizg, a są jednocześnie elastyczne.

Inż. Leja. Przy szkoleniu należy zwracać wielką uwagę na psychologię ucznia, jeżeli instruktor, od którego uczeń jest zależny nie liczy się z tym, to może spowodować wypadek. Ma to często miejsce przy lotach powtarzanych, gdy uczeń przy pierwszym locie robi duży wysiłek i wyczerpany odbywa lot drugi.

Ażeby uniknąć zderzeń w powietrzu, należy odpowiednio dobrać kolor szybowca, widoczny zarówno na tle nieba, jak i ziemi. Ubranie pilota do lotu powinno być odpowiednie, możliwość takiej przyczyny wypadku, jak puszczenie sterów dla schwytania spadającej czapki powinna być całkowicie wykluczona.

W statystyce ilość wypadków powinna być odniesiona do ilości odbytych lotów i czasu wylatanego.

P. Łopatniuk. Duża ilość wypadków jest spowodowana wadami konstrukcyjnymi, wiele kręgosłupów można było od 5 lat uratować odpowiednią amortyzacją siedzenia, jednak 60% wypadków spowodowane jest wadami szkolenia.

Ciekawe jest przykładowe porównanie wyników i przebiegu szkolenia dwóch samodzielnych grup wyszkoleniowych.

Jedna z nich składała się z uczni przygotowanych i instruktora, który nie oszczędzając sprzętu i uczniów prowadził kurs chaotycznie, byle prędzej, druga zaś miała materiał uczniowski surowy, ale instruktora umiejącego utrzymać należyty rygor i przeprowadzającego szkolenie systematycznie, oszczędzającego sprzęt i ludzi.

W tym samym czasie grupa pierwsza wyszkoliła około 80% uczniów, zniszczywszy dużo sprzętu i miała dwa wypadki śmiertelne, grupa druga wyszkoliła 60% uczniów, nie mając ani jednego poważniejszego wypadku z ludźmi i sprzętem.

Jak widać instruktor jest najważniejszym czynnikiem szkolenia, należałoby też zastanowić się nad utworzeniem wysoko postawionej szkoły dla instruktorów, w której szkoliliby się rok lub dłużej zarówno teoretycznie, jak praktycznie i podlegaliby należytej eliminacji.

Ponieważ uczeń w czasie lotu jest sam, a instruktor jest wtedy bezradny, a te trochę znaków porozumiewawczych nie wystarcza na wszelkie niespodzianki szkolnego lotu, należy jak najszybciej umożliwić porozumiewanie się przy pomocy radia.

Prace nad rozwiązaniem tego zagadnienia są w toku i w ciągu tego roku prawdopodobnie dadzą pozytywny rezultat.

Kpt. Witakowski. Ilość wypadków zależy od ilości lotów, ponieważ ilość lotów ostatnio bardzo poważnie wzrosła, musiało to spowodować zwiększenie ilości wypadków. Mamy teraz szkolenie masowe, około 2.000 uczniów rocznie, a każdy z nich wykonuje mniej więcej 50 lotów, co daje 100 tys. lotów rocznie. Przy takim tempie nie jesteśmy w stanie nadążyć ze szkoleniem instruktorów.

Badania lekarskie odbywały się dotychczas nieodpowiednio, obecnie ulegnie to radykalnej zmianie tak samo zwiększy się poziom wymagań dla instruktorów.

Sprzęt, którym żeśmy rozporządzali, też nie był odpowiedni do celów wyszkoleniowych i nie dość pewny. Sprzęt w najbliższej przyszłości zostanie zmieniony.

Prelegent. Dane liczbowe, które zostały przedstawione, otrzymano z M.K., można je będzie uzupełnić jeżeli statystyka ilości lotów i czasu wylatanego była przez M.K. prowadzona.

Jako niebezpieczne ustawienie kręgosłupa należy uważać prostopadłe do siedzenia i odchylone ku tyłowi, najbezpieczniejsze jest pochylenie ku przodowi.

Przy omawianych przez por. Bobra uszkodzeniach kręgosłupa wiek nie miał wpływu, a jedynie skrzywienie kręgosłupa.

Obmarzanie płatowców w locie i laboratoryjne badania tego zjawiska wygłosił dnia 3 kwietnia 1938 r. inż. Leonard Łabuć. Odczyt ten drukujemy w niniejszym zeszycie „Techniki Lotniczej". Poniżej podajemy streszczenie odczytu i dyskusji.

Prelegent omówił na wstępie przyczyny, które spowodowały gwałtowne wzmożenie się przeszkody przy eksploatowaniu płatowców, w postaci ich obmarzania w locie. Wyjaśnił poza tym na czym, w głównej mierze, polega szkodliwość obmarzania płatowca oraz podał fizyczne przyczyny występowania w locie zjawiska obmarzania. Przechodząc do omawiania znanych obecnie technicznych sposobów walki z obmarzaniem płatowców w locie, podzielił je na chemiczne, termiczne i mechaniczne. Przy omawianiu termicznego sposobu walki z obmarzaniem wykazał, przy pomocy orientacyjnego rachunku, że możliwe do wykorzystania ciepło gazów wydechowych silników jest w nowoczesnym płatowcu większe od ciepła, potrzebnego do skutecznego (pod względem ochrony przed obmarzaniem) ogrzewania skrzydeł. Na zakończenie tego działu podkreślił prelegent główną wadę wszystkich obecnie znanych lodochronów, polegającą na tym, że ostateczne usunięcie lodu pozostawione jest strumieniowi powietrza, opływającemu skrzydło, co w przypadku dość grubej lub szeroko rozciągniętej warstwy lodu, może być często nieskuteczne.

Przechodząc do laboratoryjnych badań zjawiska obmarzania płatów, inż. Łabuć omówił szczegółowo badania, przeprowadzone przez Instytut Aerodynamiczny w Warszawie. Badania te były wykonane z trójramiennym śmigłem drewnianym, średnicy 700 mm, łopatki którego były zaopatrzone na części swojej rozpiętości w szczeliny. Dwie łopatki śmigła były pokryte odpowiednio blachą aluminiową i płótnem. W wyniku tych pomiarów stwierdzono większą szybkość obmarzania blachy aluminiowej niż drzewa i płótna.

Dla systematycznych jednak i wyczerpujących badań, prelegent uważa za najwłaściwsze zbudowanie specjalnie do tych celów przystosowanej instalacji tunelo-

wej, pozwalającej po za tym na badanie przewodnictwa ciepła i odtwarzanie szeregu zjawisk meteorologicznych. Na zakończenie podkreślił konieczność, ze względu na skuteczną walkę z obmarzaniem w locie, opracowania odpowiedniego przyrządu ostrzegającego pilota o zbliżaniu się do strefy, w której może zachodzić obmarzanie.

Inż. Roland. P. L. L. Lot, doceniając doniosłość zwalczania zjawiska obladzania samolotów dla bezpieczeństwa komunikacji lotniczej, starają się rozwiązać to zagadnienie w sposób jak najdoskonalszy, stosując najnowsze i najskuteczniejsze urządzenia ochronne oraz przyczyniając się w miarę możności do rozwoju i udoskonalenia prac badawczych.

Inż. Zaremba. Najniebezpieczniejszym typem oblodzenia jest gwałtowne osadzenie się lodu na tylnej części powierzchni płata na głębokości ⅓ cięciwy od krawędzi spływu, przeciw takiemu bowiem obmarzaniu nie przeciwdziałają obecnie stosowane urządzenia, które chronią jedynie krawędź natarcia. Takie oblodzenie powoduje utratę stateczności podłużnej i poprzecznej. Cienka warstwa śniegu, szronu lub wody na skrzydłach nie usunięte dokładnie przed lotem, powoduje w locie szybkie oblodzenie i utratę sterowności, oraz przez utratę nośności płatów wywołuje podobny skutek jak nadmierne przeciążenie samolotu. „Lot" stosując obecnie urządzenie Goodrich'a obok innych nowoczesnych urządzeń, stara się utrzymać stały kontakt z zagranicą i jest przez to w posiadaniu najnowszych danych doświadczalnych i ostatnich zdobyczy na tym polu. Goodrich nowoczesny jest trochę inny od zademonstrowanego przez prelegenta, a mianowicie stosuje się obecnie system pęczkowy o ilości pęczków zmniejszającej się od nasady ku końcowi skrzydła. Np. Douglas D. C. 4. będzie miał 7 pęczków przy nasadzie, a przy końcu skrzydła 1 pęczek. Dla przejścia od obecnie toczącej się walki defensywnej z obmarzaniem samolotów, do walki ofensywnej duże znaczenie będzie miało szerokie wykorzystanie sondaży aerologicznych. Samoloty aerologiczne powinny nam dać bogaty materiał do poznania atmosfery i sporządzenia odpowiednich map.

P. Ciastuła. Przy badaniach obmarzania przeprowadzonych w I.T.L. stwierdzono silne obmarzanie uzbrojenia, a więc k.m., wyrzutników do bomb, celowników i w ogóle wszelkich części wystających nazewnątrz samolotu. Przy próbach preparatów chemicznych stwierdzono jednakowy stopień obmarzania, różnica występuje tylko przy obłupywaniu lodu, które jest znacznie łatwiejsze w miejscach smarowanych pastą. Przy smarowaniu śmigieł łatwość obłupywania, które jest nierównomierne może wywołać niebezpieczne drgania i dlatego lepiej śmigieł nie smarować. Ochrona glikolem przez smarowanie nim porowatej blachy duralowej nie jest jeszcze dostatecznie zbadana, próby takie zostaną przeprowadzone. Ciekawy jest typ oblodzenia w formie blaszek narastających na dolnej powierzchni skrzydła pod ostrym kątem do szybkości opływu. W czasie prób w locie stwierdzono, że konstrukcje metalowe obmarzają znacznie szybciej, niż niemetalowe (płótno, drewno) — szczególnie przy brzegu lotki. Przy dalszych próbach obmarzania w locie koniecznym jest nawiązanie ścisłej współpracy z meteorologami, którym możemy dostarczyć wyniki obserwacji w locie, a w zamian możemy uzyskać od nich wskazówki, jak pewne zjawiska należy rozumieć i jak je rozpoznawać.

Dr. inż. Pawlikowski. Istnieje bardzo prosty przyrząd ostrzegający przed obmarzaniem, jest to zwykła rurka Pitota, której obmarzanie powoduje zmianę mierzonego ciśnienia i w ten sposób sygnalizuje niebezpieczeństwo. Lufthanza przyjęła granicę temperatury w jakiej może odbywać się obmarzanie od + 4° do — 20°, jednocześnie wyrażając opinię, że ustalenie z ziemi stref zamarzania jest niemożliwe.

Inż. Challier. Skromna aparatura użyta do prób nad obmarzaniem nie pozwala przenosić wyników doświadczeń do praktycznego wykorzystania. Za granicą zagadnienie to jest usilnie opracowywane przy dużym nakładzie środków, ale mimo to pozytywne wyniki są nikłe, wynika to z trudności samego zagadnienia. Zdaje się, że połączenie smarowania pastami ułatwiającymi odłupywanie lodu z urządzeniem mechanicznym kruszącym powłokę lodową, da pozytywne rezultaty. Podgrzewanie części skrzydła ulegających oblodzeniu nie jest chyba celowe, jako zbyt skomplikowane, jednak oblodzenie tylnej części skrzydła, o czym mówił inż. Zaremba, dałoby się chyba usunąć tylko przez ogrzanie całego skrzydła. Poza oblodzeniem części płatowca poważne trudności powoduje obmarzanie w locie gaźników co zakłóca pracę silników. Celem należytego opracowania zagadnienia obmarzania należy dążyć usilnie do zbudowania odpowiednich urządzeń doświadczalnych, laboratoryjnych. Takie urządzenie jest potrzebne dla meteorologów i dla wszystkich badających to zagadnienie.

Inż. Kałużyński. Ważność łączności samolotu z ziemią jest niewątpliwa, obmarzanie anten zniekształca odbiór i tę łączność psuje. Anteny radiowe można chyba chronić przed obmarzaniem przez ogrzewanie elektryczne. Zjawisko zmian warunków elektrycznych odbioru radiowego przez obmarzanie anteny można byłoby wykorzystać, używając aparatu radiowego, jako ostrzegacza obmarzania.

Inż. Grzędzielski. Zjawisko obmarzania należy traktować jako zjawisko termodynamiczne. W równowadze stałej mogą być w ogóle tylko dwie fazy czynnika, jest tylko jeden punkt potrójny. Zjawisko odbywa się w sposób adiabatyczny, ekspansja powietrza na górze skrzydła może spowodować obmarzanie. Możemy tu mieć do czynienia ze zjawiskiem przechłodzenia cieczy, która w sferze wzmożonego ciśnienia przed krawędzią natarcia tworzy lód, nabijający się na krawędź natarcia. Dla meteorologii należało by wytknąć drogę badania kwestii zaburzeń równowagi termodynamicznej w ośrodku.

Inż. Romicki. Meteorologia mogłaby powiedzieć kiedy warunki w atmosferze są takie, iż może powstać oblodzenie, należy opuszczać wtedy loty. Mimo, że regularność komunikacji na tym ucierpi, będzie jednak i tak dostateczna, a wzamian zwiększy się bezpieczeństwo.

Inż. Bukowski. Doświadczenia były przeprowadzone przez I. A. przy — 10°, a granica obmarzania w locie jest przy temperaturze wyższej. Możliwe, że siły odśrodkowe, które oddziaływały przy próbie wpłynęły na obniżenie temperatury krytycznej. Zapytuje, czy oblodzenie w tylnej części płata, o czym mówił inż. Zaremba, było na górnej, czy na dolnej stronie płata. Inż. Zaremba: Oblodzeniu ulegała tylko górna powierzchnia płata.

Prelegent. Doświadczenia omówione w odczycie stanowią pierwszą fazę; przy przeprowadzeniu ich nie chodziło o określenie temperatury krytycznej. Temperatura doświadczeń była raczej przypadkowa, tak że warunki w naturze są inne, aniżeli te, które były stworzone w komorze. Inna grupa doświadczeń dotyczyła rozkładu temperatur na płacie, gdyż od tarcia powietrza temperatura powierzchni płata wzrasta, a i to ma wpływ na obmarzanie. Zbudowanie odpowiedniego do badań zjawiska obmarzania urządzenia tunelowego jest bardzo celowe i pozwoli na wykorzystywanie wyników prób laboratoryjnych w praktyce.

P. Onoszko. Po lotach nigdy nie zauważyłem lodu na dolnej powierzchni skrzydła. Należałoby bliżej rozpatrzyć poszczególne gatunki lodu, powstającego przy obmarzaniu samolotu, gdyż w inny sposób należy usuwać lód krystaliczny aniżeli szklisty. Np. lód krystaliczny przy pomocy lodołamaczy mechanicznych usunąć się nie da, trzeba więc wiedzieć przy jakich warunkach powstają poszczególne gatunki lodu, a o tym powinna nas uświadomić meteorologia.

P. Rafałowski. Sprawa obmarzania jest bezwątpienie zagadnieniem fizykalnym, należy jednak zwrócić uwagę na to, że w komorze doświadczalnej mamy równowagę termodynamiczną, a w warunkach naturalnych tej równowagi nie ma. Synoptyczne warunki możliwości powstawania lodu można ustalić. Meteorologia pracuje przestrzennie. Sieć aerologiczna powstaje przez przestrzenne nanoszenie warstw, meteorologia może więc przestrzennie wyznaczyć rozkład temperatury. Ustalenie w jakich warunkach, jakie mogą powstawać gatunki lodu jest możliwe, ale jedynie przy ścisłej współpracy z pilotem doświadczalnym, który musi dokładnie podawać warunki synoptyczne towarzyszące procesowi obmarzania przezeń obserwowanemu. Przy badaniu zagadnienia obmarzania należy uwzględnić wpływ ciepła utajonego w kropelkach przechłodzonej cieczy. Zjawisko szybkiego obmarzania oszronionej, lub zaśnieżonej

powierzchni płata jest jasne dla fizyka, gdyż krystalizacja zawsze jest ułatwiona przy isniejących już zarodkach krystalizacji jakimi są kryształki lodu w szronie lub śniegu i takie zarodki należy bezwzględnie usuwać przed lotem.

Inż. Kałużyński. Temperatura krytyczna — 5°, przy której występuje obmarzanie samolotów była znacznie wcześniej ustalona w związku z powstawaniem sadzi na drutach elektrycznych.

Wiadomości Zrzeszenia Polskich Przemysłowców Lotniczych

1. Doroczne Walne Zebranie Z. P. P. L.

W dniu 8 kwietnia 1938 r. w lokalu Zrzeszenia, w Warszawie, ul. Wilcza 65, odbyło się Doroczne Walne Zebranie Zrzeszenia P. P. L.

W wyniku głosowania wybrane zostały do władz Zrzeszenia następujące firmy:

Zarząd:

Avia, Fabryka Maszyn Precyzyjnych,
G. Gerlach, Fabryka Instr. Geodez. i Rys.,
Bistal, Biuro Sprzedaży Wyrobów Wspólnoty Inter.,
Huta Pokój,
Polskie Linie Lotnicze Lot,
Państwowe Zakłady Lotnicze Wytwórnia Płatowców,
Państwowe Zakłady Lotnicze Wytwórnia Silników,
A. Steinhagen i H. Stransky,
Tow. Sosnowieckich Fabryk Rur i Żelaza,
W. Szomański, Fabryka Śmigieł,
Walcownie Metali S. A. Dziedzice.

Komisja Rewizyjna:

Doświadczalne Warsztaty Lotnicze,
Motolux, Wytwórnia Akcesorii Lotniczych,
H. Liefeldt i S. Schiffner.

Zastępcy:

Podlaska Wytwórnia Samolotów,
Era, Polskie Zakłady Elektrotechniczne.

2. Wystawy Lotnicze

W roku bieżącym odbędą się następujące wystawy, w których udział weźmie polski przemysł lotniczy:

Krajowa Wystawa Lotnicza, Lwów, od 29.V do 30.VI
I Międzynarodowa Wyst. Lotnicza, Beograd, 28.V—13.VI
16 Międzynarodowa Wyst. Lotnicza, Paryż, 18.XI—4.XII.

3. Patenty i wynalazki

Urząd Patentowy Rzeczypospolitej Polskiej podał w marcowym zeszycie swych Wiadomości wykaz nowo-udzielonych patentów na wynalazki z dziedziny lotnictwa:

Patent 26204 Bruno Jabłoński (Londyn, Wielka Brytania). Śmigło o zmiennym skoku.

„ 26194 Stefan Romiszewski (Warszawa, Polska). Urządzenie do wskazywania na samolocie kierunku ruchu przez obserwatora pilotowi.

„ 26244 Dunlop Rubber Company Limited (Londyn, Wielka Brytania). Urządzenie hydrauliczne do uruchamiania karabinów na statku powietrznym.

Nowe wydawnictwa

PODRĘCZNIK DLA METALOWCÓW, tom I. Matematyka warsztatowa, przez inż. Aleksandra Gwiazdowskiego. Wydawnictwo Zrzeszenia przemysłu metalowo-przetwórczego. Stron 120. Cena 3,50 zł.

Z uznaniem należy powitać nowy tomik podręcznika dla metalowców w postaci tak niezbędnego dla wszyskich rzemieślników dziełka, traktującego o matematyce warsztatowej. Matematyka jest dziedziną, bez której nie może być rzemieślnik dobrym fachowcem, zatem podręcznik taki jest konieczny nie tylko dla metalowca, ale dla każdego rzemieślnika. W nowej książce zebrano całą matematykę, a więc arytmetykę, geometrię i trygonometrię w zakresie aż nadto wystarczającym.

Dziełko zasługiwałoby raczej na nazwę kalendarza lub skrótu matematyki elementarnej i wydaje się zbyt skondensowane jak dla rzemieślnika, który często ma słabe podstawy matematyki. Nadawołoby się ono raczej w charakterze podręcznika dla przypomnienia matematyki, sama zaś nauka, od podstaw byłaby trudna ze względu na jego zwięzłość. Traktując zatem „matematykę warsztatową", jako pewnego rodzaju kalendarz, należałoby ją wzbogacić szeregiem elementarnych tablic matematycznych, które się spotyka w kalendarzach technicznych, a które niezmiernie ułatwiają obliczenia.

Pomijając powyższe usterki należy podziękować autorowi, iż opracował tak niewdzięczny temat jak matematyka elementarna i zachęcić go do dalszej pracy na tym polu.

J. H.

SPIS RZECZY:

4834 — Zakłady Drukarskie W. Piekarniaka, Warszawa, Ordynacka 3, tel. 644-59